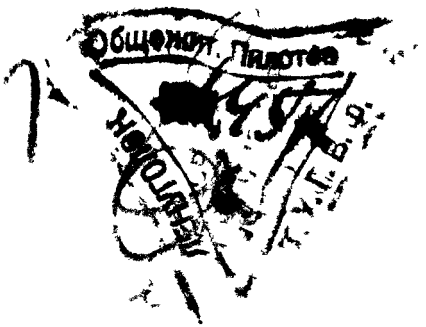
VISIT…

УПРАВЛЕНИЕ ВОЕННЫХ УЧЕБНЫХ ЗАВЕДЕНИЙ ВВС РККА

САМОЛЕТ У-2

УЧЕБНИК ДЛЯ ЛЕТНЫХ ШКОЛ



РЕДАКЦИОННО-ИЗДАТЕЛЬСКИЙ ОТДЕЛ АЭРОФЛОТА
МОСКВА
1941

Управление военных учебных заведений ВВС РККА «Самолет У-2». Учебник для летных школ.

Настоящий учебник составлен в соответствии с программами летной подготовки; он может быть использован при изучении самолета У-2 в школах Гражданского воздушного флота, Осоавиахима и аэроклубах.

Настоящее издание напечатано по учебнику «Самолет У-2» (Воениздат, 1939 г.).

Под наблюдением полковника **В. Я. Кордюкова.**

Подписано к печати 11/I 1941 г.
Объем 16½ печ. л., 18,75 авт. л.
Л83624 РИО № 937. Зак тип № 1928.

Типография ГУГВФ. Москва, Трубниковский пер., д. 30а

ЧАСТЬ ПЕРВАЯ

КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТА У-2

★

ГЛАВА I

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА

Наш молодой советский летчик начинает свою летную работу на самолете У-2 с мотором М-11. На этом самолете он изучает первые приемы техники пилотирования и делает первый самостоятельный вылет. Понятно поэтому то исключительное значение, которое имеет для начинающего летчика детальное изучение этого самолета, так как только знание материальной части самолета и культурное обращение с ним в процессе эксплоатации являются прочной гарантией безаварийной работы. Само собой разумеется, что изучение самолета У-2 облегчит летчику освоение других типов самолетов, на которых впоследствии ему придется летать.

Развитие конструкции

Проект конструкции самолета У-2 разработан инженером-конструктором Н. Н. Поликарповым. В 1929 г. были проведены государственные испытания этого самолета, показавшие, что он вполне отвечает своему назначению в качестве учебной машины для первоначального обучения полетам.

Поступив в эксплоатацию в 1930 г., самолет У-2 получил широкое распространение в СССР не только в качестве учебного самолета, но и как легкий самолет различного назначения в авиации народного хозяйства. Самолет У-2 является теперь одной из наиболее распространенных летных машин нашей родины. Появление самолета У-2 ознаменовало освобождение нашей авиатехники от иностранных конструкций, так как применявшийся до 1930 г. учебный самолет У-1 с мотором Рон в 110—120 лошадиных сил (л. с.) представлял собой модификацию[1] английского самолета Авро типа 504-К.

За время, в течение которого эксплоатируется самолет У-2, он подвергся некоторым конструктивным изменениям, коснувшимся главным образом тех его деталей и агрегатов, которые оказались или недостаточно прочными в эксплоатации или были слишком сложны и дороги в производстве. Модифицированные образцы (эталоны) самолета У-2 после выхода его в свет в 1929 г. выпускались в 1933, 1934, 1936, 1938 гг.

[1] Модификация — видоизменение.

К-[illegible]2

Краткое описание конструкции

Самолет У-2 (рис 1, 2 и 3) — двухместный биплан нормального типа (расчалочной конструкции). На нем установлен мотор М-11, имеющий номинальную мощность в 100 л. с. Этот мотор, как и самолет У-2, целиком отечественного производства.

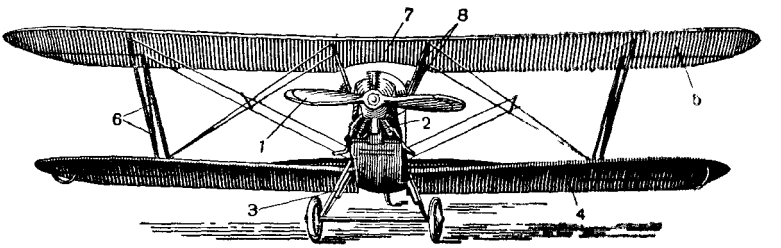


Рис. 1. Самолет У-2 (вид спереди):
1 — винт, 2 — мотор, 3 — шасси, 4 — нижнее крыло, 5 — верхнее крыло, 6 — стойки крыльев, 7 — центроплан, 8 — стойки центроплана

Основным материалом для постройки самолета У-2 служит дерево, преимущественно сосна Для сварных металлических деталей применяется малоуглеродистая легкосвариваемая сталь марки С-20 (в старом обозначении М), для точеных и фрезерованных[1] дета-

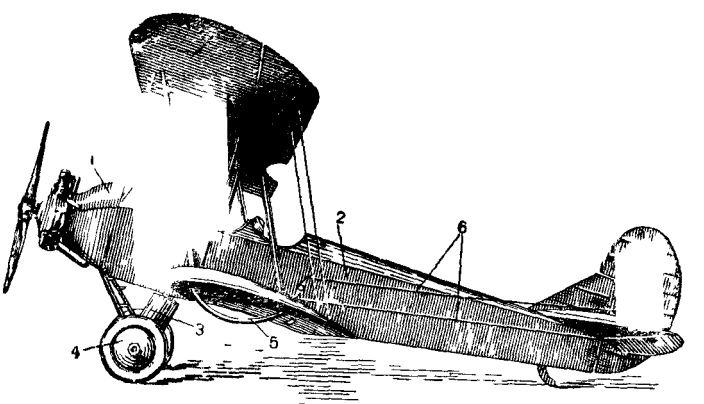


Рис. 2. Самолет У-2 (вид сбоку):
1 — капот подмоторной установки, 2 — фюзеляж, 3 — амортизатор шасси, 4 — колесо, 5 — подкрыльная дужка, 6 — проводка к хвостовому оперению

лей—сталь С-40 (в старом обозначении СС или ГС). Из специальных сталей применяется хромомолибденовая сталь, из которой изготовлена ось шасси, и марганцовистая сталь, идущая на пятку костыля. Из легких сплавов применяется наш отечественный коль-

[1] Фрезер — режущий инструмент для обработки поверхности дерева или металла

чугалюминий[1] (дюралюминий) в виде труб как круглых, так и профилированных, а также листовой плакированный дюраль, или иначе альклед[2].

Кабины инструктора и ученика расположены одна за другой. Место инструктора находится спереди а ученика — сзади, так как, находясь во второй кабине, ученик легче ориентируется в положении самолета в воздухе.

В кабинах для контроля работы мотора и управления самолетом в воздухе имеются следующие приборы: манометры, термометр масла, высотомер, указатель скорости, указатель поворота, вариометр, часы и компас. На среднюю стойку центроплана вынесен счетчик оборотов коленчатого вала мотора.

Крылья самолета соединены между собой при помощи наклонно поставленных И-образных стоек. Концы несущих поверхностей имеют выгодное в аэродинамическом отношении эллиптическое очертание.

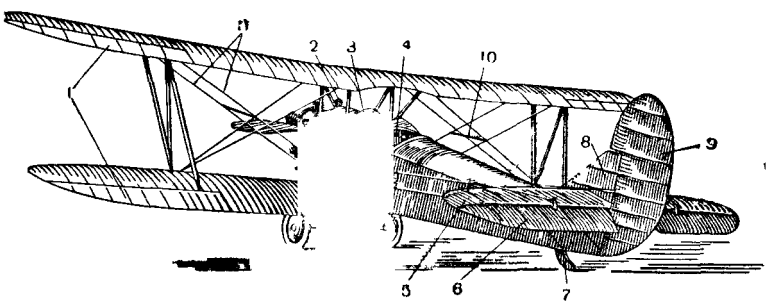


Рис. 3. Самолет У-2 (вид сзади).

1 — элероны, 2 — счетчик оборотов коленчатого вала мотора, 3 — кабина инструктора, 4 — кабина ученика, 5 — стабилизатор, 6 — руль высоты, 7 — костыль, 8 — киль, 9 — руль направления, 10 — обтекатель в местах скрещивания расчалок, 11 — расчалки.

Фюзеляж самолета — четырехгранный, сверху закругленный, ферменной (подкосно-расчалочной) конструкции. В передней части фюзеляжа расположены кабины, где сосредоточены органы управления и приборы, в задней — хвостовое оперение. Передняя часть фюзеляжа (головная часть) обшита по бокам фанерой и оклеена полотном; задняя часть (хвостовая часть) только обтянута полотном. В головной части фюзеляж имеет сверху фанерную надстройку, или кок с соответствующими вырезами, образующими борта первой и второй кабин. Хвостовая часть сверху закрыта съемным коком, укрепленным на фюзеляже специальными застежками.

Управление самолетом — двойное, позволяющее управлять самолетом из кабины инструктора и из кабины ученика. Располо-

[1] Кольчугалюминий—советский легкий и обладающий большой прочностью сплав алюминия с медью (3,8—5%), марганцем, магнием, кремнием и железом. Широко известное название дюралюминий относится к аналогичному сплаву, но несколько иного состава, разработанному в Германии.

[2] Альклед—листовой дюраль, покрытый с двух сторон чистым алюминием.

жение рулей и элеронов не отличается от общепринятой схемы их установки и размещения на самолетах. Связь между рычагами управления, элеронами и рулями осуществляется проводкой из стальных проволок и тросов Органы устойчивости — киль и стабилизатор — образуют вместе с рулями хвостовое оперение самолета.

Крылья, фюзеляж и хвостовое оперение обтянуты полотном и покрыты эмалитом.

Органы приземления состоят из шасси и хвостовой опоры — костыля.

Шасси самолета изготовлено из стальных труб и состоит из подкосов, оси, колес, резиновой шнуровой амортизации и других деталей Шасси при помощи шарнирных креплений присоединяется к узлам на фюзеляже

Костыль — управляемый, так как связан с рулем направления

Подмоторная рама самолета состоит из подмоторного кольца, изготовленного из стальной трубы, и трубчатых подкосов.

Бензиновый и масляный баки размещены в передней части самолета; поступление бензина происходит самотеком; смазка мотора осуществляется при помощи масляной помпы под давлением

Краткая летная оценка самолета

В летной практике самолет У 2 показал хорошую устойчивость и управляемость в воздухе На земле самолет рулит нормально и при взлете не имеет тенденции к разворотам.

На самолете У 2 допускается производство следующих фигур пилотажа: пикирование в пределах установленных норм скорости (для варианта У-2 ВС не свыше 170 км/час), переворот через крыло, боевой разворот, виражи, парашютирование, скольжение, петля, спираль, змейка и штопор.

При выполнении виражей самолет держится устойчиво; фигуры пилотажа делает нормально. Планирует и парашютирует устойчиво; при посадке легко садится на 3 точки.

Подробную летную оценку самолета, а также характеристику его конструктивных данных см. в приложениях 1 и 2.

Модификация самолета для народного хозяйства

Помимо учебной машины и У-2 ВС, строятся следующие варианты этого самолета

Сельскохозяйственный самолет У-2 АП (аэроопылитель) Этот самолет имеет дополнительный бензиновый бак, помещенный в центроплане, так как размеры главного бензинового бака уменьшены устройством третьего места или установкой бака для отравляющих составов Управление самолетом одинарное (рис. 4)

Пассажирский самолет У-2 СП (самолет пассажирский) Особенность этого самолета заключается в том, что он трехместный, с открытым расположением кабин Управление одинарное,

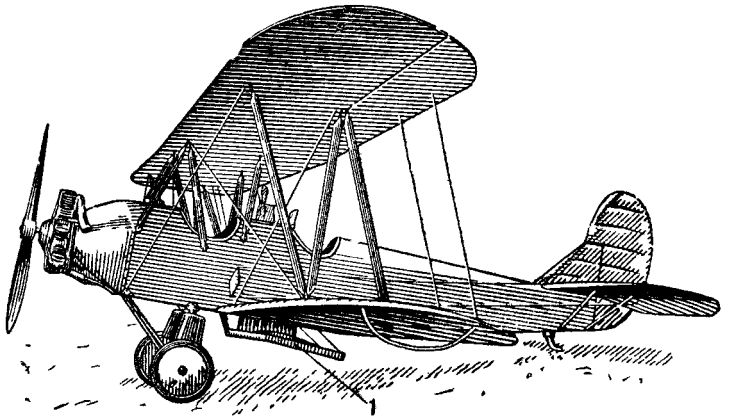


Рис. 4. Сельскохозяйственный самолет У-2 АП (аэроопылитель):
1 — приспособление для опыливания

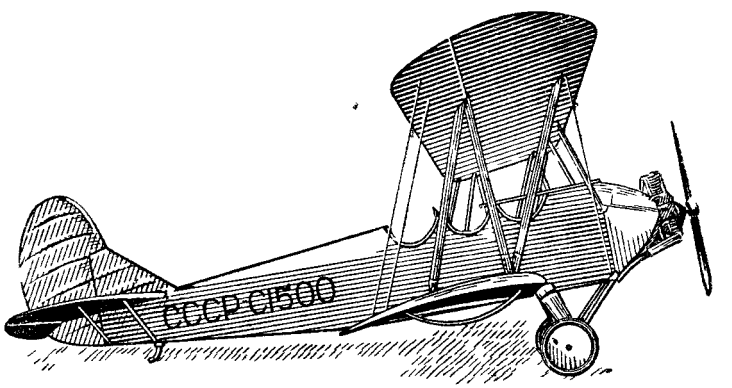


Рис. 5. Пассажирский самолет У-2 СП (самолет пассажирский).

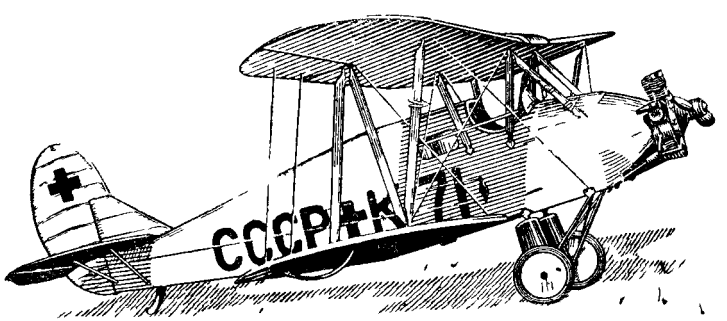


Рис. 5а. Санитарный самолет У-2 С-1 (санитарный).

осуществляемое из передней кабины. В центроплане помещен дополнительный бензиновый бак (рис. 5).

Санитарный самолет У-2 С-1 (санитарный). Самолет построен по заданию РОКК, трехместный. В нем могут устанавливаться носилки для больного и имеется место для сопровождающего медперсонала. Кабина закрытая.

В отличие от других, в этом типе самолета стабилизатор—управляемый в полете (рис. 5а).

Постройка других вариантов самолета У-2

Были и другие варианты постройки самолета, как, например, установка самолета на поплавки (рис. 6), из которых один является центральным, поддерживающим на себе весь корпус самолета, а два других меньшего размера — подкрыльными

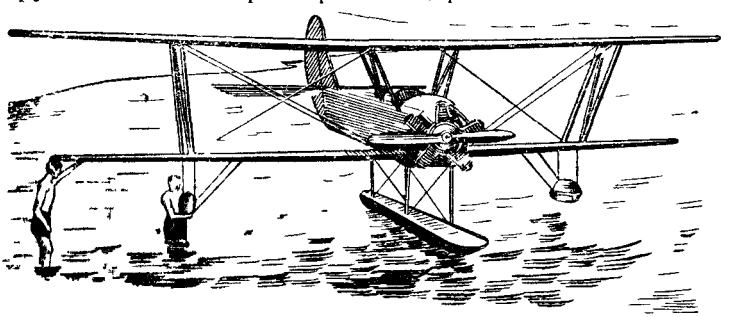


Рис. 6. Самолет У-2 поплавковый.

Имеется много примеров постройки самолета по специальным заказам. Неоднократно строились различные опытные конструкции — с тормозным шасси и др.

ГЛАВА II

КОРОБКА КРЫЛЬЕВ

Крылья самолета создают подъемную силу, необходимую для того, чтобы поддерживать самолет в воздухе. Они называются иначе несущими поверхностями.

Характеристика крыльев

Несущие поверхности на самолете У-2 в сочетании со стойками и лентами образуют расчалочную однопролетную бипланную коробку с выносом. Коробка представляет собой пространственную ферму[1]

[1] Фермами принято называть сооружения из сочетании стержней, имеющих шарнирное или жесткое соединение и работающих на растяжение и сжатие

Каждое крыло коробки одинаково по своему устройству, форме и размерам. Благодаря этому серийное производство крыльев может быть легко налажено.

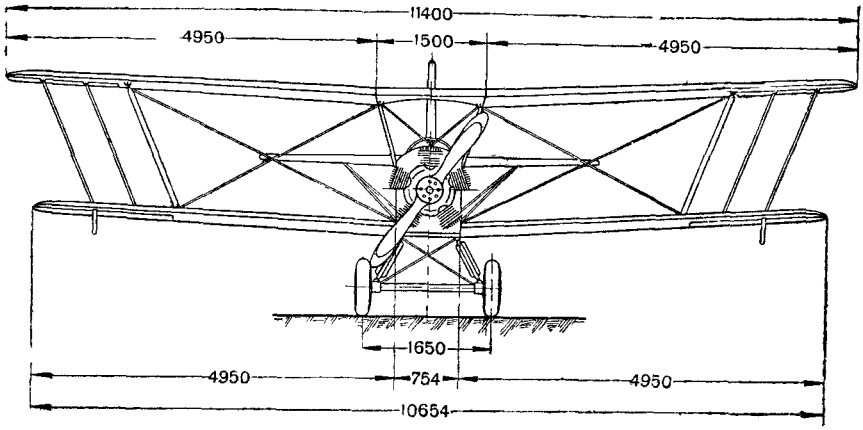


Рис. 7. Размеры самолета в проекции спереди.

Размах[1] верхних крыльев с центропланом составляет 11 400 мм, размах нижних крыльев — 10 654 мм, размах (длина) каждого крыла в отдельности — 4 950 мм (рис. 7).

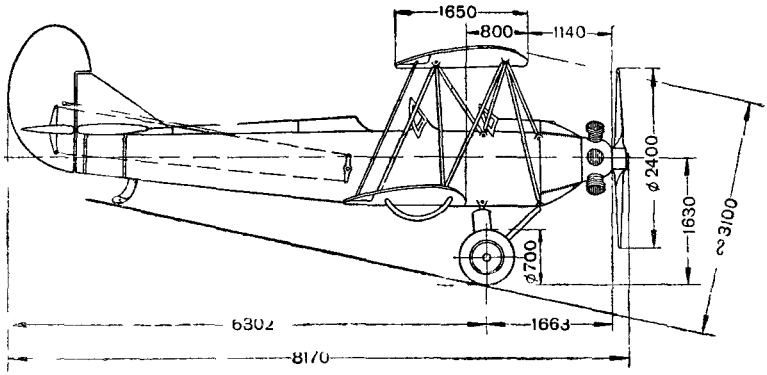


Рис. 8. Размеры самолета в проекции сбоку.

При первом ознакомлении с самолетом У-2 создается представление, что верхние крылья длиннее нижних. Это происходит потому, что верхние крылья присоединяются к центроплану, размер которого по размаху (1 500 мм) значительно больше, чем размер фюзеляжа по ширине (754 мм), в месте присоединения нижних крыльев

[1] Размахом называется поперечный размер самолета по длине крыльев. Для аэродинамических вычислений берется в расчет так называемый «вычисленный размах» (величина общего размаха, уменьшенного на ширину фюзеляжа)

Из отношения длины крыла к его глубине можно определить величину удлинения крыла Как видно из рис. 9, для самолета У-2 это отношение, взятое для полного размаха крыльев с центропланом, равно 6,9 Чем больше это отношение, тем лучшие аэродинамические качества имеет крыло

Форма крыла. Крыло самолета имеет прямоугольную форму на большей части своей длины (рис. 9), поэтому многие детали крыла в первоначальной заготовке могут быть сделаны одинакового размера

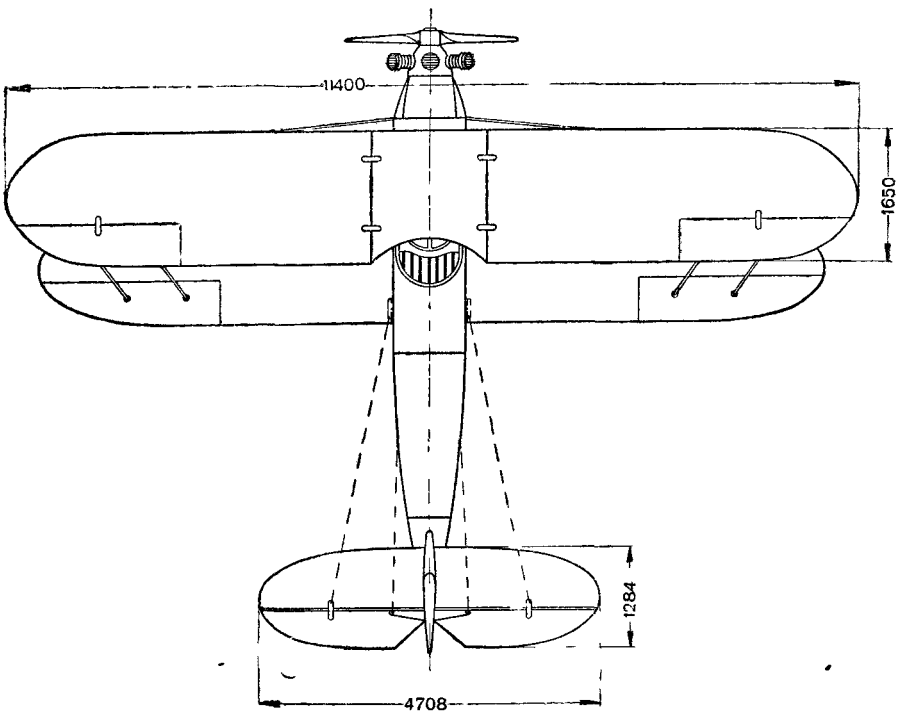


Рис. 9. Размеры самолета в проекции сверху.

Эллиптическая закругленная форма на консольной части[1] улучшает аэродинамические качества крыла по сравнению с прямоугольными крыльями Таким образом, при выборе крыла самолета У-2 были учтены не только производственные требования, но также эксплоатационные и аэродинамические

Кривая Лилиенталя самолета У-2 (рис 10) Кривая Лилиенталя изображает зависимость между коэфициентом подъемной силы и коэфициентом лобового

[1] Консольной частью называется свободный конец крыла, от стойки до обода В строительной технике консолью называется свешивающаяся часть балки за опорами или балка, заделанная одним концом и не имеющая опоры на другом конце

сопротивления при различных углах атаки Величина подъемной силы и лобового сопротивления при одном и том же угле атаки зависит от профиля крыла, а также от его удлинения

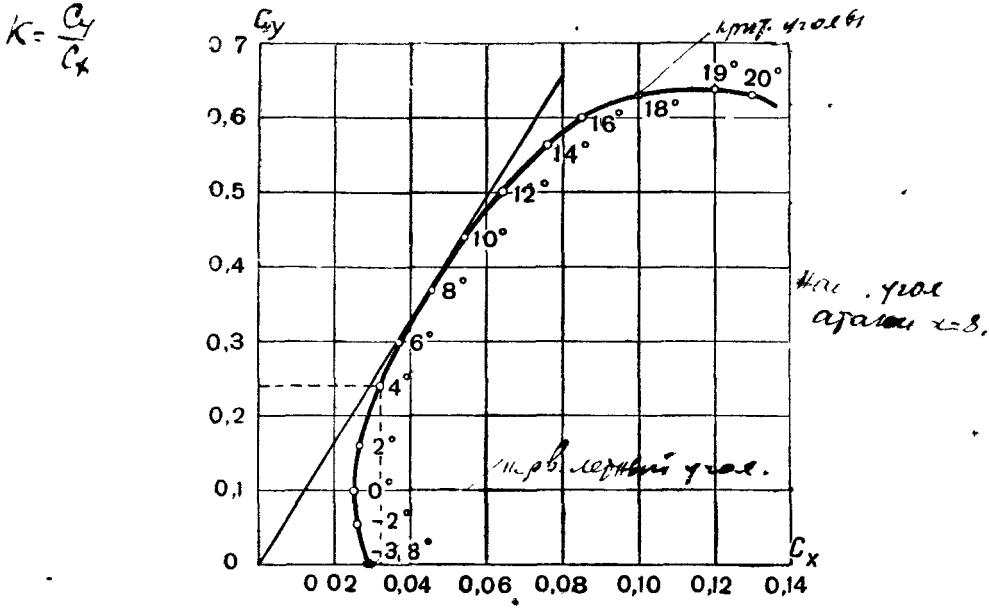


Рис. 10. Кривая Лилиенталя самолета У-2.

Профиль крыла. Профиль крыла самолета характеризуется отношением максимальной высоты крыла 134 мм к его глубине 1 650 мм, что составляет 0,0812, или в процентах 8,12 Такие профили (с отношением от 8 до 13%) считаются средними Плосковыпуклая форма профиля обеспечивает достаточную подъемную силу и высокое качество крыльев

Конструкция крыла

Каждое крыло состоит из остова и обтяжки

В набор частей крыла самолета У 2 входят два лонжерона, 16 нервюр — главных, усиленных и простых (нормальных), стрингеры[1] (продольные рейки), четыре пары расчалок, передняя и задняя кромки, обод и другие менее ответственные детали (рис 11) К каждому крылу подвешено по одному элерону.

Ферма крыла. Каждое отдельное крыло можно рассматривать как самостоятельную ферму. Стержнями ее служат лонжероны, главные нервюры и расчалки, взаимные крепления которых не вполне жесткие Регулировкой расчалок (натяжением их в большей или меньшей степени) достигается неизменяемость формы крыла и обеспечивается жесткость фермы

[1] Название стрингер взято из практики кораблестроения (грингерами называются продольные связи в наборе деталей корпуса корабля

Важнейшим преимуществом конструкции ферменного типа является равномерное распределение нагрузки по всей системе стержней, составляющих ферму, а не сосредоточение ее в отдельных точках. Другим преимуществом ее является геометрическая неизменяемость системы фермы.

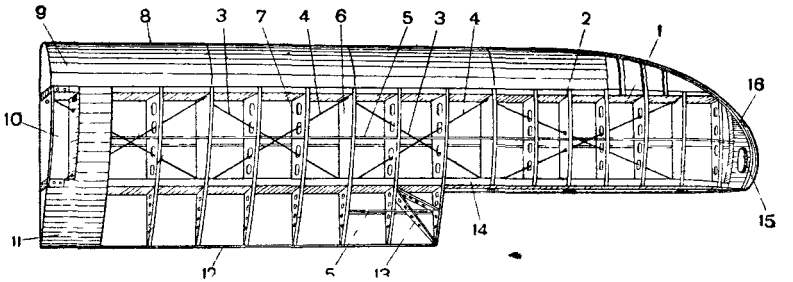


Рис. 11. Крыло правое нижнее:

1 — передний лонжерон, 2 — нервюра усиленная, 3 — расчалка лобовая, 4 — расчалка обратная, 5 — стрингер, 6 — нервюра главная, 7 — нервюра простая (нормальная), 8 — передняя кромка крыла, 9 — фанерное покрытие носка крыла, 10 — окно для пользования визиром, 11 — трап, 12 — задняя кромка крыла, 13 — раскосы, 14 — задний лонжерон, 15 — вырез для захвата рукой при сопровождении самолета, 16 — обод крыла.

Главные нервюры делят ферму крыла на четыре пролета. Пролет консольной части по своим размерам больше остальных, так как консольная часть крыла воспринимает меньшую нагрузку.

Лонжероны. Лонжероны играют роль основных частей конструкции крыла.

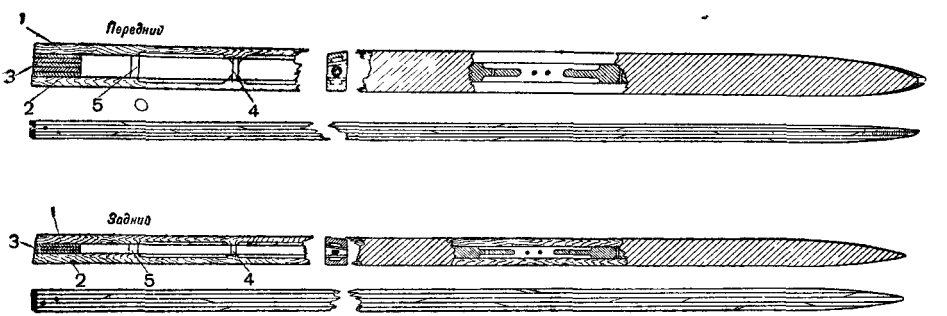


Рис. 12. Лонжероны крыла:

1 — верхняя полка, 2 — нижняя полка, 3 — колобашка, 4 — бобышка, 5 — диафрагма.

Лонжероны крыла самолета У-2 (рис. 12), как и большинства других самолетов деревянных конструкций, — коробчатого типа. Такая форма при достаточной прочности обеспечивает бо́льшую легкость по сравнению с лонжеронами других типов.

Высота и ширина каждого лонжерона одинаковы по всей длине его, кроме консольной части, где от 12-й нервюры лонже-

роны сделаны тоньше, так как в этой части они испытывают меньшие усилия по сравнению со средним пролетом.

Конструкция лонжеронов. Каждый лонжерон состоит из верхней и нижней сосновых полок, соединенных при помощи передней и задней фанерных[1] стенок.

Передний лонжерон выше заднего и уже его на 10 мм. Это сделано в соответствии с профилем крыла. Задний лонжерон немного длиннее переднего, что вызывается формой консоли крыла в этом месте.

Внутри лонжерона везде, где требуется усилить прочность, поставлены колобашки, бобышки или диафрагмы. Колобашками принято называть более крупные и уширенные бруски; они изготовлены из сосны и расположены под узлами креплений и на концах лонжеронов. Бобышки — более легкие и меньшего размера бруски, склеенные из наружных ясеневых и внутренней сосновой планок, поставлены там, где проходят главные нервюры. В местах крепления простых нервюр поставлены диафрагмы. Они изготовлены из липовых планок в виде легких распорок с вырезами.

Полки лонжеронов. Полки лонжеронов внутри на участках между бобышками фрезерованы. Если для изготовления лонжеронов нет материала надлежащей длины, то полки склеиваются из нескольких частей. Склейка производится на «ус» в том месте, где имеются меньшие расчетные усилия изгиба в лонжероне.

Склейка хорошим казеиновым[2] клеем не ослабляет прочности лонжерона. Во избежание раскалывания полки лонжеронов иногда склеиваются продольно, из пяти брусков. Производство такого лонжерона обходится дешевле, так как позволяет лучше использовать материал, значительно уменьшая отходы древесины.

Боковые стенки лонжеронов сделаны из переклейки (фанеры). Фанера приклеивается к полкам лонжеронов таким образом, чтобы направление внешних слоев древесины фанеры было под углом 45° по отношению к оси лонжерона. Такое направление внешних волокон фанеры способствует лучшей устойчивости фанерных стенок, а отсюда и большей прочности лонжерона.

На стенки лонжеронов применяется березовая фанера сорта Прима или А, а с 1938 г. — бакелитовая, толщиной 2 мм. Фанера приклеивается к полкам лонжеронов на казеиновом клею ЦАГИ № 105 и кроме этого прибивается гвоздями, располагаемыми в шахматном порядке.

Предохранение лонжеронов. Лонжероны являются наиболее важной и ответственной деталью крыла, так как они воспринимают основные усилия изгиба, растяжения, сжатия и отчасти кручения от аэродинамических сил; поэтому весьма необходимым является предохранение лонжеронов от влаги и механических повреждений. В этих целях поверхности лонжеронов тща-

---

1 «Фанера-переклейка» представляет собой плоский лист, склеенный из нечетного числа слоев однослойной фанеры, — шпона (1 мм); переклейка — соединение отдельных шпонов, не менее трех.

2 Казеин — белковый осадок молока; казеиновый клей обладает хорошей водопорностью.

тельно лакируются, а в торцах, примыкающих к фюзеляжу, лонжероны покрываются несколькими слоями серебрина (алюминиевый порошок на эмалите[1]).

Для защиты полок лонжерона от смятия в местах прохода болтов для узлов креплений крыльев поставлены накладки из дерева более плотной породы (ясеня), а в отверстия для прохода болтов вставлены медные втулки, предохраняющие дерево лонжерона от расщепления при постановке болтов.

На задней стенке заднего лонжерона, в том месте, где крепится элерон, поставлены сосновые планки для уменьшения щели между крылом и элероном. В этом же месте каждый задний лонжерон для предохранения от загнивания должен быть обмотан полотном на клею.

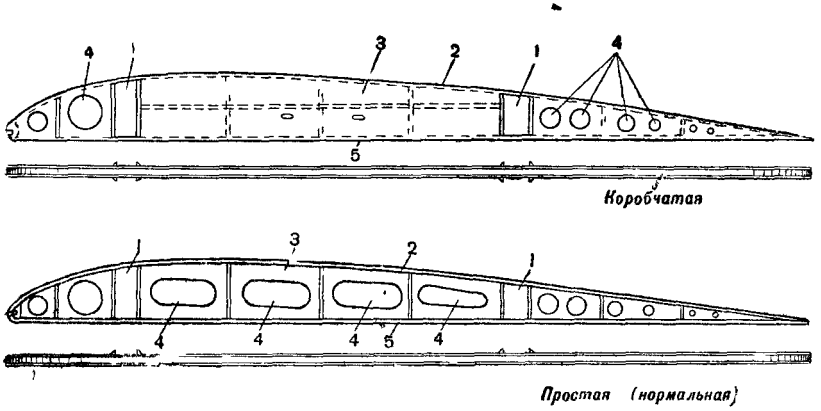


Рис. 13. Нервюры крыльев:

1 — вырезы для прохода лонжеронов, 2 — верхняя полка, 3 — стенка, 4 — вырезы для облегчения, 5 — нижняя полка

Ремонт лонжеронов, как правило, производится после того, как крыло снято с самолета. Обычно полки лонжеронов ремонтируют только у консольной части, причем в этом случае склейка различных брусков полок лонжеронов должна производиться вразбивку; в случае сильных повреждений или загнивания на торце ремонт лонжерона не производится, и он заменяется новым

Нервюры. Нервюры играют роль элементов горизонтальной фермы крыла и образуют форму профиля крыла. Они служат для передачи на лонжероны усилий, которые воспринимаются обтяжкой крыльев, способствуя равномерному распределению нагрузки по всему крылу.

Нервюры нумеруются по порядку их расположения, считая от первой на торце крыла. Пять главных нервюр — 1, 4, 7, 10 и 15 — поставлены в местах узлов крепления внутрикрыльных расчалок (рис. 11).

1 Эмалит — аэролак, представляющий собой раствор клеенки в ацетоне

Усиленные нервюры поставлены там, где по каким-либо причинам необходимо придать бо́льшую прочность, например, нервюры: 2-я — под настил, образующий трап крыла, две 12-е — в месте крепления элеронов и т. д.

Простые (нормальные) нервюры составляют остальной набор крыла.

Начиная от 10-й нервюры до консоли, они не имеют хвостовой части, так как в этом месте подвешивается элерон

Конструкция нервюр. Конструкции нервюр (рис 13) различны в зависимости от их типа.

Главные и усиленные нервюры—коробчатой конструкции Они состоят из верхней и нижней сосновых полок, соединенных между собой стенками из переклейки толщиной 1,5 мм, причем на участках между лонжеронами эти стенки сплошные.

Носовая и хвостовая части нервюр имеют вырезы для облегчения и зашиты переклейкой толщиной 1 мм.

Простые нервюры (нормальные) сделаны менее прочными, так как они испытывают меньшие усилия. Они зашиты переклейкой только со стороны, обращенной к фюзеляжу Эти нервюры имеют вырезы по всей их длине. В отличие от главных и усиленных нервюр, прикрепляемых к полкам лонжеронов на клею и шурупах, простые нервюры крепятся на клею и гвоздях.

В местах соприкосновения нервюр с лонжеронами поставлены на клею так называемые «сухари», имеющие форму прямоугольной призмы.

Для предохранения полок от загнивания и от перетирания ниток, крепящих обтяжку крыла, полки нервюр оклеены снаружи тесьмой из киперной[1] ленты. Кроме того эта тесьма способствует лучшему прилеганию обтяжки.

Стрингеры крыла. Для предохранения от выпучивания при продольном сжатии нервюры соединены между собой двумя стрингерами — продольными сосновыми рейками (см. рис. 11). Основной стрингер поставлен посредине между лонжеронами, сверху и снизу вдоль крыла.

Для усиления набора крыла в отдельных местах поставлены короткие сосновые стрингеры (между 1 и 3-й нервюрами, а также между 7 и 9-й нервюрами).

Кроме коротких стрингеров, крыло имеет еще короткие раскосы.

Внутрикрыльные расчалки. В местах соединения главных нервюр с лонжеронами крепятся внутрикрыльные расчалки Они служат для придания крылу жесткости и сохранения его формы в плане. Все расчалки сделаны из стальных лент или проволок; во внутренних пролетах — из ленты № 5, или 5-мм проволоки, в консольной части — из ленты № 4, или 4-мм проволоки (см стр. 23).

Для регулировки концы расчалок имеют вильчатые наконечники с нарезкой (рис. 14).

Для того чтобы проверить, насколько глубоко вошла расчалка внутрь наконечника, на нем имеется небольшое отверстие, в ко-

[1] Киперное (или саржевое) переплетение нитей, при котором повторение рисунка получается не менее как через три нити на четвертой

Задняя кромка крыла образована профилированной полосой из алькледа, соединяющей задние концы нервюр. Применение металла вызывается необходимостью предохранения задней кромки от загнивания, так как на ней скопляются пыль и влага, проникающие внутрь крыла. К полосе из алькледа прикреплены на шурупах хвосты нервюр. Для предохранения полотна полоса обмотана киперной лентой.

Обод крыла. На соединении носков 12—16-й нервюр поставлен обод, который изготовлен из листового алькледа толщиной 0,8 мм. Он прикреплен к нервюрам и лонжеронам на шурупах и имеет эллиптическую форму; обод также обматывается киперной лентой.

Вдоль задней кромки, снизу крыла, как и по ободу, имеются вентиляционные отверстия, окаймленные пистонами. Через эти отверстия удаляется влага, попадающая туда в виде осадков и скопляющаяся внутри крыла; кроме того отверстия предохраняют обтяжку крыла от разрыва при быстром подъеме на высоту.

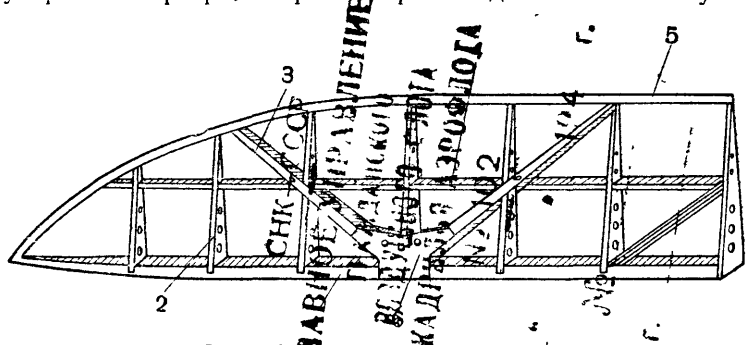


Рис. 16. Конструкция элерона:

1 — лонжерон, 2 — нервюра, 3 — раскос нервюры, 4 — стрингер, 5 — задняя кромка, 6 — место крепления кабанчика.

Элероны. На каждом крыле подвешено по одному элерону (рис. 16). Элероны обеспечивают самолету поперечную управляемость. Детали, составляющие элерон, являются как бы продолжением соответствующих деталей остова крыла. Так как верхние и нижние элероны имеют одинаковое устройство, они могут быть взаимозаменяемы.

Подвеска элеронов осуществлена с помощью трех шарниров, состоящих из ушковых и вильчатых болтов, соединенных стальными пальцами на шплинтах.

Обтяжка остова крыла. До обтяжки крыла материей все его детали должны быть покрыты светлым масляным лаком. Лак предохраняет дерево от загнивания и, благодаря своей прозрачности, позволяет следить за состоянием каждой детали. Остов крыла обтягивается материей специального сорта (льняное авиаполотно А-16).

На каждое крыло с элероном идет около 21 м полотна. Полотно пришивается к остову двойным швом, идущим с обеих сторон каждой нервюры (рис. 17). Для подшивки употребляются крученые льняные нитки сорта «Моккей».

После того как обтяжка сшита из отдельных кусков, она надевается на крыло и туго натягивается, так как плохое обтягивание вызовет более быстрое обвисание материи.

Поверх обтяжки, в местах пришивки ее к нервюрам, наклеиваются полотняные полосы, для того чтобы создать гладкую поверхность крыла; эти же полотняные полосы закрывают места прошивки ниток.

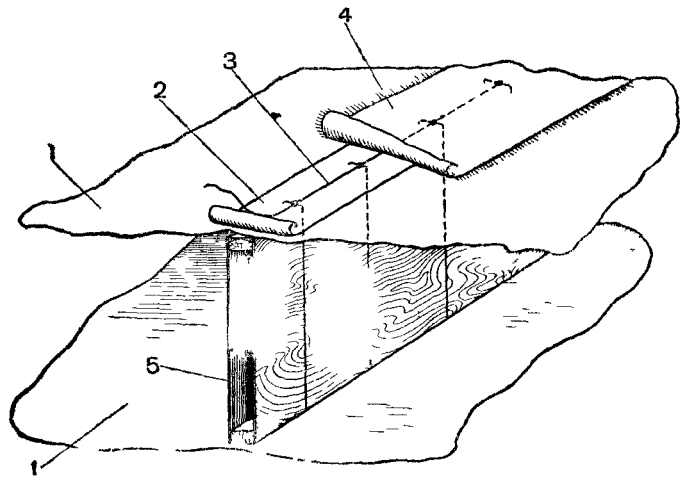


Рис. 17. Подшивка обтяжки на крыльях и оперении:
1 — обтяжка, 2 — киперная лента, 3 — нитка, 4—миткалевая лента, 5—нервюра.

Покрытие обтяжки. Обтянутое полотном крыло покрывается аэролаками: четыре раза бесцветным эмалитом (аэролак первого покрытия) и два раза цветным (аэролак второго покрытия). Сверху крылу придается зеленый цвет, снизу — серебрин. Эмалит стягивает полотно, значительно увеличивая прочность обтяжки и, кроме этого, закрывая отверстие между нитками, делает обтяжку гладкой и водонепроницаемой. Цветные аэролаки предохраняют обтяжку от влияния атмосферных условий и придают ей защитную окраску.

Необходимо следить за целостью обтяжки, тем более что ее основное назначение заключается в восприятии и передаче на остов крыла аэродинамической нагрузки. Разрежение, образующееся при этом над крылом, отрывает материю, а повышенное давление под крылом прижимает покрытие к остову крыла.

Особенности крыльев. Особенностью верхнего крыла является крепление трех раскосов (планок) между 1 и 2-й нервюрами (рис. 18[1]). Эти раскосы предохраняют крайнюю нервюру (1-ю) от прогибания при натяжке полотняной обшивки.

Нижние крылья имеют ряд отличий от верхних. Это особенно заметно у самолетов выпуска 1936 г. У них край консольной части нижнего крыла обшит переклейкой, в которой устроен вырез

[1] На рисунке показаны детали проводки управления элеронами.

для захвата рукой при сопровождении самолета во время руления по земле (рис. 19). В торцовой части устроен вырез (окно) для работы с визиром, устанавливаемым на борту второй кабины. Для образования этого окна между торцовой и 2-й нервюрами ставится распорка, проходящая между передним и задним лонжеронами.

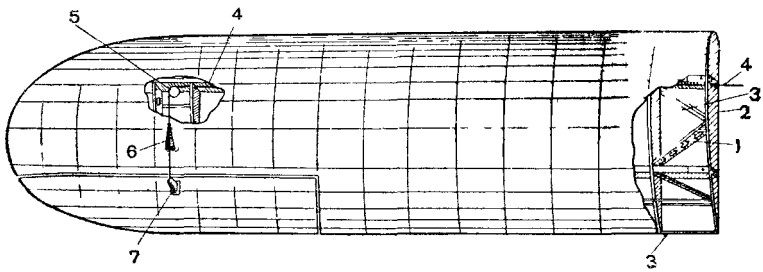


Рис. 18. Верхнее крыло (левое):

1 — раскосы (планки), 2 — 1-я нервюра, 3 — 2-я нервюра, 4 — трос управления элеронами, 5 — ролик, 6 — обтекатель троса, 7 — кабанчик элерона

На самолетах выпуска 1938 г. вырез в торцовой части крыла затянут полотном, которое по желанию может быть вырезано, если необходимо пользоваться визиром НВ-5б. При затянутых полотном вырезах нижних крыльев несколько повышается скороподъемность самолета.

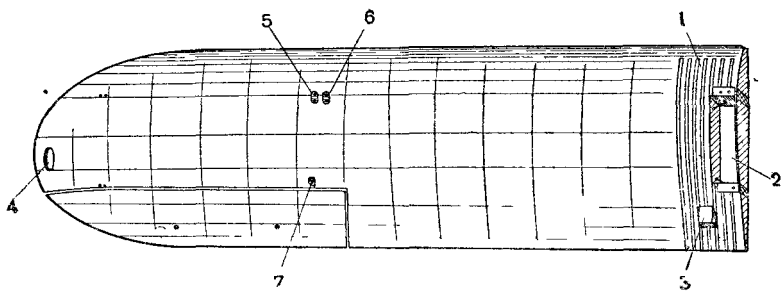


Рис. 19. Нижнее крыло (левое):

1 — трап, 2 — окно визира, 3 — ступенька (подножка), 4 — вырез для захвата рукой при сопровождении самолета, 5 — место крепления передней и средней стоек, 6 — место крепления передней и задней поддерживающих лент, 7 — место крепления задней стойки.

На самолетах У-2 ВС, а также на самолетах У-2 электрифицированных правое нижнее крыло в консольной части и элерон между 13 и 16-й нервюрами, обшиты алюминием, так как на этом крыле крепятся посадочные подкрыльные ракеты (огни [illegible]); между обшивкой прокладывается листовой асбест толщиной в 1 мм.

Торцовый пролет нижних крыльев, между 1 и 2-й нервюрами, на самолетах всех выпусков обшивается сверху настилом из фанеры с сосновыми продольными планками, играющим роль трапа[1] при посадке в кабину. Для упора ног на трапе крепятся одна-две ступеньки из деревянных брусков.

На нижнем крыле снизу, а на верхнем сверху делаются опознавательные знаки.

Кроме того под каждым нижним крылом крепятся подкрыльные дужки из ясеневого бруска (рис. 20), которые устанавливаются между лонжеронами; эти дужки служат для предохранения крыла от поломок при ударах в случае посадки с креном на одно крыло.

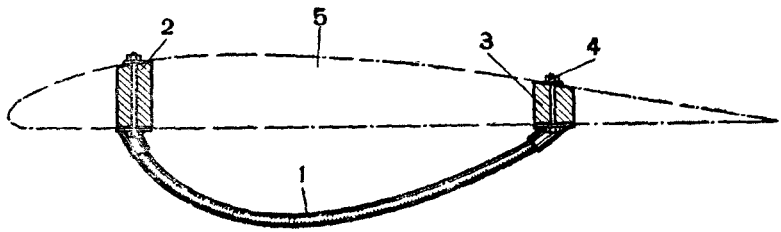


Рис. 20. Подкрыльная дужка:

1 — дужка, 2 — передний лонжерон, 3 — задний лонжерон, 4 — болт крепления дужки, 5 — нервюра.

Регулировка крыла. Регулировка крыла обычно производится после сборки его остова, перед обтяжкой. В процессе эксплоатации приходится иногда только производить подтяжку ослабевших расчалок, для чего необходимо вскрывать полотно обшивки крыла.

У правильно отрегулированного крыла расчалки должны быть натянуты настолько, чтобы места их пересечений в разных пролетах находились на одной прямой, проходящей вдоль размаха крыла. Нервюры при этом должны находиться по отношению к лонжеронам под углом 90°.

Работа частей крыла

Работа частей крыла от сил сопротивления воздуха. Под действием сил сопротивления воздуха все крыло в целом будет работать на изгиб.

Характер усилий, которые возникают в различных деталях горизонтальной фермы крыла, показан на рис. 21. Из этого рисунка видно, что в полете нервюры крыла будут работать на сжатие. Задний лонжерон также будет работать на сжатие, причем величина сжатия будет возрастать по направлению к узлам крепления крыльев у центроплана.

[1] Трап — спуск, лестничка

Сосредоточив нагрузку в узлах фермы и разложив полученные силы по направлениям лонжерона и расчалок, увидим, что под действием усилий растяжения, передаваемых внутрикрыльными лобовыми расчалками, передний лонжерон будет работать на растяжение. В консольном же пролете этот лонжерон на растяжение не работает и испытывает чистый изгиб.

Работа частей крыла от инерционных сил. При посадке, когда на крыло действуют силы инерции, усилия в деталях горизонтальной фермы крыла распределяются иначе. Сжатым будет не задний, а передний лонжерон, задний же лонжерон будет испытывать растяжение. Расчалки, не работавшие в полете, окажутся нагруженными усилиями растяжения. Эти расчалки называются обратными (инерционными). Лобовые расчалки не будут работать от инерционных сил.

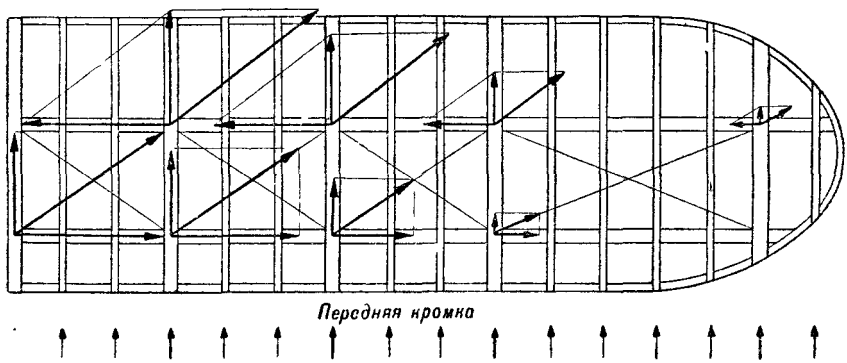


Рис. 21. Работа частей крыла от сил сопротивления воздуха.

Инерционные усилия направлены обратно вызывающим их силам. Так как по величине силы лобового сопротивления более значительны, чем инерционные, а при посадке они кроме того постепенно убывают, то напряжения в деталях крыла будут неодинаковыми. Кроме того необходимо учитывать работу лонжеронов крыла как стержней пространственной фермы, о чем будет сказано ниже

Влияние изгиба в лонжеронах. Помимо сжатия или растяжения, лонжероны крыла под влиянием равномерно распределенной аэродинамической нагрузки подвергаются также изгибу.

Изгиб фактически переходит в усилия сжатия и растяжения для отдельных полок лонжеронов. Вследствие разделения лонжеронов на несколько частей креплениями главных нервюр, образующих пролеты крыла, каждый лонжерон можно рассматривать как многоопорную балку [1].

Роль и работа расчалок крыла. В распределении нагрузки, воспринимаемой фермой крыла, большая роль принадлежит расчалкам,

1 Балка — брус, работающий на изгиб, воспринимающий вертикальные нагрузки и передающий их на опоры

испытывающим усилия растяжения. Они являются гибкими связями фермы крыла, позволяющими восстановить регулировку крыла, если она нарушается вследствие значительных усилий в его деталях.

Конструкция полукоробки крыльев

Верхние и нижние крылья в соединении с центропланом и фюзеляжем образуют полукоробки крыльев. Верхние и нижние крылья соединяются между собой при помощи И-образных стоек и ленточных расчалок. Межкрыльевые стойки и расчалки полукоробок крыльев крепятся к так называемым башмакам (сварным узлам), укрепленным болтами на лонжеронах крыльев.

Крылья, стойки и расчалки полукоробок в своем соединении образуют пространственную ферму (рис. 22). Эта ферма создается сочетанием вертикальных и горизонтальных плоскостных ферм

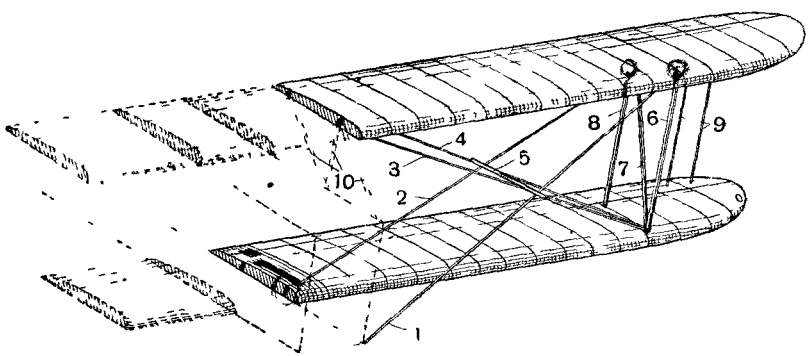


Рис. 22. Полукоробка крыльев (левая):
1 — передняя несущая лента, 2 — задняя несущая лента, 3 — передняя поддерживающая лента, 4 — задняя поддерживающая лента, 5 — обтекатель лент, 6 — передняя стойка, 7 — средняя стойка, 8 — задняя стойка, 9 — межэлеронные ленты, 10 — стойки центроплана.

Крепление расчалок (лент) в полукоробках. Передняя несущая лента укреплена на башмаке, образующем верхний узел крепления передней стойки; нижний же ее конец вынесен вперед и присоединен к нижнему узлу на башмаке, служащем для связи переднего подкоса шасси с фюзеляжем. Такое крепление придает этой ленте значение не только как несущей, но и как лобовой расчалки, противодействующей складыванию крыльев при пикировании и резких разворотах самолета. Кроме того лента сохраняет перпендикулярность крыльев по отношению к фюзеляжу.

Задняя несущая лента укреплена на башмаке, образующем верхний узел крепления средней и задней стоек; нижним своим концом она крепится на башмаке, служащем для присоединения переднего лонжерона нижнего крыла к фюзеляжу.

Из поддерживающих лент особым образом поставлена задняя; ее верхний конец укреплен на узле, соединяющем задний верхний лонжерон с центропланом; нижним концом она выведена на общий узел с передней поддерживающей лентой

Ввиду такого крепления лент длина их неодинакова. Самая длинная — передняя несущая, затем идут: задняя несущая, передняя поддерживающая и самая короткая — задняя поддерживающая.

По своему сечению ленты неодинаковы. Большее сечение (№ 11) имеет задняя несущая лента; остальные — № 8

Нумерация берется по диаметру цилиндрической части ленты, определяющему ее номер, например: лента с диаметром в 11 мм будет носить № 11.

Для определения серии ленты по сроку ее изготовления на нее надета латунная бирка, на которой выбит номер серии.

Ленты изготовлены из прутков углеродистой стали, обладающей большим сопротивлением разрыву (70 кг/мм²).

Для регулировки натяжения лент концы их ввертываются в наконечники.

Для уменьшения сопротивления в местах перекрещивания лент и в особенности для предохранения их от вибрации и трения между собой поставлен алюминиевый или деревянный стержень — обтекатель.

Стойки полукоробок. Стойки полукоробок (рис 23) поставлены в виде буквы И и представляют собой три самостоятельных стержня. Они шарнирно связаны между собой и имеют на концах стаканчик с резьбой, что дает возможность удлинять или укорачивать их. Поэтому с помощью стоек (при одновременном натяжении расчалок) можно производить регулировку полукоробки крыльев.

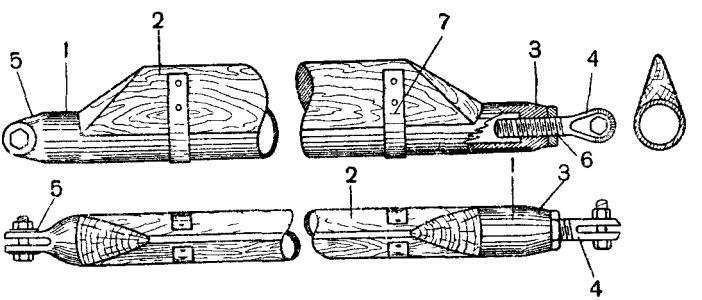


Рис. 23. Стойки полукоробки крыльев:

1 — стальные трубы, 2 — деревянный обтекатель, 3 — стаканчики, 4 — вильчатые наконечники, 5 — вилки, 6 — резьба для регулировки, 7 — хомутик

По длине стойки неодинаковы: задняя—самая длинная (1 800 мм), средняя — самая короткая (1 588 мм), передняя — 1 782 мм Бо́льшая длина задней стойки вызвана тем, что последняя поставлена между задними лонжеронами, высота которых меньше передних.

Стойки изготовляются из кольчугалюминиевых или стальных труб. Кольчугалюминиевые стойки имеют обтекаемую форму; внутри

они пустотелые. Стальные стойки снабжены деревянными обтекателями, которые изготовляются из сосны или из переклейки, а у самолетов выпуска 1936 г.—из липы. Снаружи обтекатель и труба обматываются полотняной лентой на клею и покрываются эмалитом.

На верхнем конце стойки закреплен стаканчик с нормальной резьбой. В этот стаканчик ввертывается вильчатый наконечник с контргайкой Стаканчик и вильчатый наконечник дают возможность регулировать длину стойки.

Нижний конец стальной стойки не имеет вращающегося наконечника. Он разрезан, образуя вилку для соединения с ушками подстоечного узла. Устройство наконечника позволяет вращать стойку только на верхнем конце ее

Болты крепления вильчатого наконечника и вилки в узлах затягиваются корончатыми гайками и обязательно шплинтуются. Эти болты принято ставить головками наружу.

Как и в лентах, на концах стоек имеются контрольные отверстия для определения, насколько глубоко ввернут вильчатый наконечник.

Работа частей полукоробки крыльев

Усилия, возникающие в деталях полукоробки, удобнее всего рассматривать по отношению к действию подъемных сил, так как эти силы вызывают наибольшую нагрузку деталей полукоробки при прямолинейном горизонтальном полете.

Действие подъемных сил. Под действием подъемных сил лонжероны полукоробки крыльев работают на изгиб, причем усилия изгиба являются наибольшими в местах крепления стоек и наименьшими в местах присоединения лонжеронов к фюзеляжу.

В вертикальных фермах полукоробок под действием подъемных сил возникают усилия, характер которых показан на рис. 24.

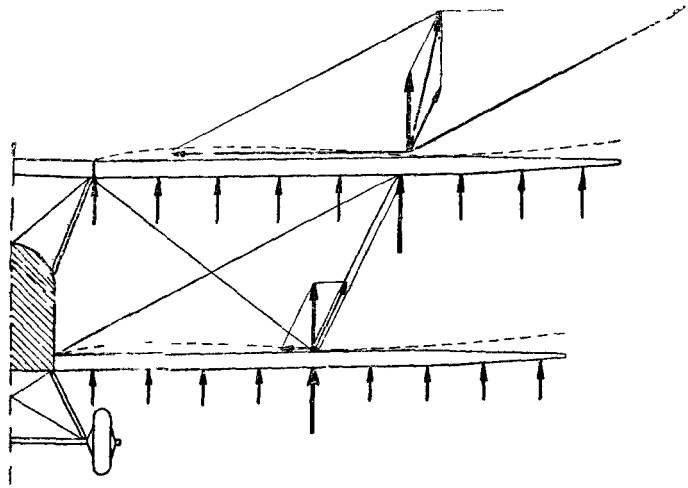


Рис. 24. Работа частей полукоробки от подъемных сил.

Из этого рисунка видно, что стойки полукоробок работают на сжатие; достаточно сказать, что если бы вынули стойки, то нижние крылья под действием подъемных сил немедленно отогнулись бы вверх. Лонжероны как нижние, так и верхние работают на сжатие. Помимо того они испытывают усилия изгиба, так как каждый лонжерон представляет собой балку, лежащую на двух опорах, с равномерно распределенной по ней аэродинамической нагрузкой.

В консольной части лонжеронов возникают усилия изгиба: вверх — от подъемных сил и вниз — от сил собственного веса.

Нервюры крыльев работают на изгиб от подъемных сил аналогично лонжеронам.

Несущие расчалки работают на растяжение под влиянием суммы усилий: во-первых, усилий, переходящих от нижнего крыла по стойкам, а во-вторых, от нагрузки, непосредственно воспринимаемой верхним крылом. Несущая передняя лента, вынесенная вперед, испытывает растяжение не только от подъемных сил (о чем было сказано выше), но и от сил лобового сопротивления.

Поддерживающие расчалки в полете не работают. При стоянке на земле эти расчалки растягиваются под действием сил веса крыла, а при посадке — от инерционных перегрузок.

Ленты (расчалки) должны быть подвергнуты предварительной вытяжке, для того чтобы предупредить деформацию материала под влиянием усилий растяжения.

Совместное действие лобовых и подъемных сил в работе полукоробки крыльев. Из аэродинамики известно, что лобовые силы в несколько раз (5—18) меньше подъемных

Учитывая совместное действие лобовых и подъемных сил, можно определить, какие из деталей будут находиться в более трудных условиях работы и какие — в менее трудных.

Задние лонжероны будут подвергаться усилиям сжатия не только от подъемных, но и от лобовых сил. Одновременно они будут изгибаться под действием подъемных сил, а изогнутые пролеты этих лонжеронов будут подвергаться также и продольному сжатию. Следовательно, задние лонжероны будут находиться в наиболее трудных условиях работы. Поэтому задняя несущая расчалка, поскольку она служит для разгрузки верхнего заднего узла крепления стоек, имеет более толстое сечение.

Характер усилий в передних лонжеронах будет более выгодным, вследствие того что эти лонжероны работают не только на сжатие, но и на растяжение от лобовых сил. При этом надо учитывать, что в нормальном горизонтальном полете, а также в полете на больших углах атаки (например, при резком выходе из пикирования) центр приложения подъемной силы лежит ближе к переднему лонжерону, в силу чего абсолютные напряжения в нем будут большие. При полете с очень малым углом атаки (например, при выходе из пикирования на крутое планирование) центр приложения подъемной силы переместится к заднему лонжерону, который будет испытывать максимальную нагрузку.

Роль и работа И-образной стойки. Эта стойка создает более рав-

номерное распределение нагрузки по фермам полукоробок и тем самым уравнивает прогибы, а следовательно, и нагрузку отдельных лонжеронов.

Средний стержень стойки работает при этом то на сжатие, то на растяжение, в зависимости от того, на переднюю или на заднюю вертикальную ферму приходится нагрузка.

Центральная часть коробки крыльев

Центральная часть коробки состоит из центроплана (рис. 25) и поддерживающих его N-образных стоек, образующих так называемый «кабан» центроплана.

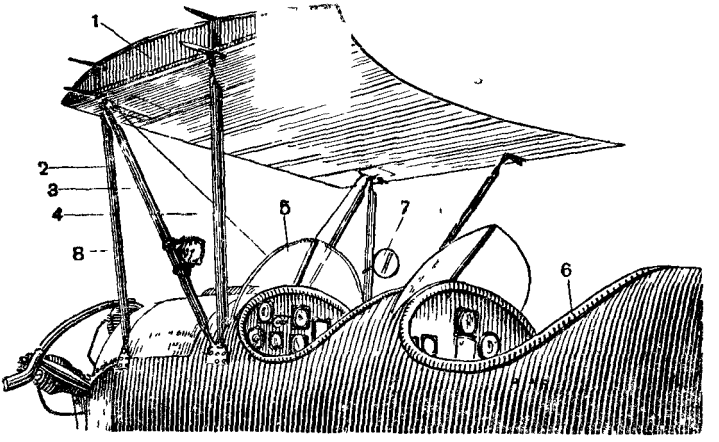


Рис. 25. Центроплан:

1 — центроплан, 2 — передняя стойка, 3 — средняя стойка, 4 — задняя стойка, 5 — козырек, 6 — борткабины, 7 — зеркало, 8 — счетчик оборотов

Центроплан имеет форму, близкую к квадратной, с задней кромкой, закругленной внутрь для лучшего обзора вверх из кабины фюзеляжа.

Устройство центроплана. Устройство центроплана в отношении набора лонжеронов, нервюр, расчалок и других деталей соответствует устройству крыла (рис. 26).

Лонжероны центроплана отличаются от лонжеронов крыла бо́льшим количеством колобашек и бобышек. Это придает лонжеронам центроплана большую прочность, особенно необходимую потому, что в полете они испытывают усилия сжатия от лонжеронов обеих полукоробок. В устройстве нервюр (их в центроплане семь) нет каких-либо резких отличий по сравнению с нервюрами крыла. Внутри центроплана поставлены расчалки из 5-мм лент (№ 5).

Стойки центроплана короче, чем у крыльев, и по длине одинаковы — 964 мм (без регулировочных болтов); устроены они так же, как и стойки крыльев.

В отличие от расположения стоек полукоробок крыльев в виде буквы И, стойки центроплана поставлены в виде буквы N. Это сделано для того, чтобы целесообразнее использовать мощный узел фюзеляжа, где присоединен нижний конец средней стойки центроплана. Вместе с тем подобное расположение стоек позволяет разгрузить узел нижнего крепления передней стойки, и без того значительно загруженный весом подмоторной установки и бензинового бака.

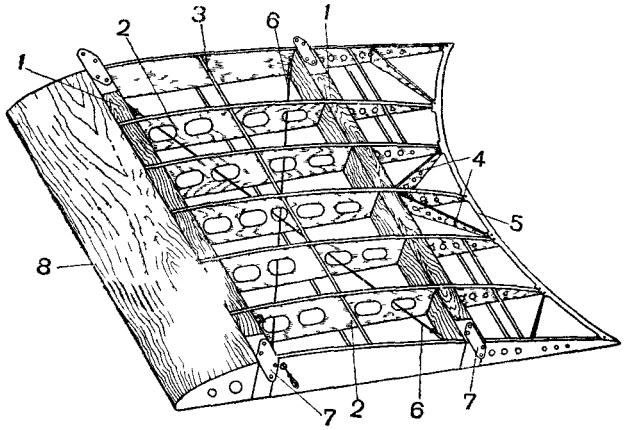


Рис. 26. Устройство центроплана.

1 — лонжероны, 2 — нервюры, 3 — стрингер, 4 — раскосы, 5 — задняя кромка, 6 — расчалки, 7 — узлы, 8 — передняя кромка.

Наружные ленты-расчалки придают установке центроплана жесткость в поперечном отношении. Они поставлены по диагонали между левыми и правыми стойками. Нижние концы этих расчалок укреплены на узле соединения средней и задней стоек, а верхние выведены на узел соединения передней и средней стоек (сечение этих лент 11,4 × 2,8 мм).

При полетах расчалки могут служить в качестве ориентиров для определения величины кренов (когда расчалка лежит параллельно горизонту, крен самолета равен 42°).

Работа частей центроплана

Части центроплана находятся под действием сжимающих усилий, передаваемых на него от верхних лонжеронов крыльев, а также изгибающих усилий, возникающих от действия подъемной силы.

Основная особенность работы частей центроплана в полете заключается в том, что его стойки под действием подъемных сил работают не на сжатие, а на растяжение (рис. 27). Это происходит вследствие того, что фюзеляж по отношению к центроплану можно

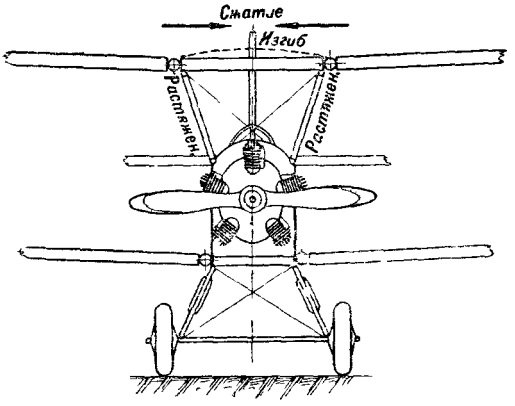
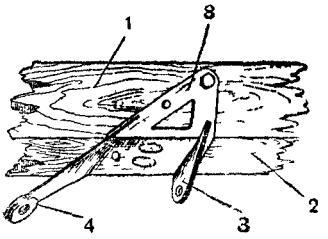
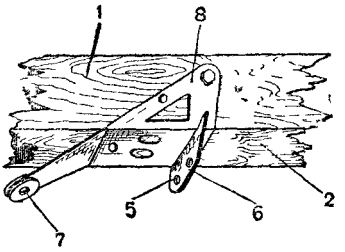


Рис. 27. Работа частей центроплана от подъемных сил.

рассматривать во время полета как бы в подвешенном состоянии (на нижних и верхних крыльях). Другой особенностью является работа расчалок. Они работают на растяжение одновременно и непрерывно, тогда как в крыльях и полукоробках они работают попеременно на растяжение (несущие — в полете, поддерживающие — при посадке и на земле)



Передний узел



Задний узел

Рис. 28. Узлы верхнего крыла:

1—стенка лонжерона, 2—полка лонжерона, 3—ушко крепления передней стойки, 4—ушко крепления передней несущей расчалки, 5—место крепления задней стойки, 6—место крепления средней стойки, 7—ушко крепления задней несущей расчалки, 8—обжимка узла.

Напряжения от усилий изгиба в лонжеронах центроплана невелики по сравнению с такими же усилиями в лонжеронах крыльев. Это объясняется меньшей длиной лонжеронов центроплана по сравнению с лонжеронами крыльев.

Узлы крепления и их устройство

Соединение частей, образующих коробку крыльев, производится при помощи узлов. Одни узлы имеют форму башмаков, другие устроены в виде обойм, третьи отличаются тем, что к ним приварены пластинчатые накладки, и т. д. Необходимо обращать особое внимание на плотную посадку узлов на лонжеронах.

Каждый узел обычно состоит из стальной обжимки и приваренного к ней уха (рис. 28). Ухо служит для присоединения стоек и расчалок. Во избежание быстрого износа уха (овализация отверстий), оно усиливается наварными шайбами из стали той же марки (С-20), что и узел.

Передние узлы — большего размера, чем задние. Особой прочностью должны отличаться верхние узлы, так как к ним присоединяются верхние крылья, нагрузки на которые больше, чем на нижние.

Крепление верхних и нижних крыльев осуществляется при помощи двух болтов на каждом узле. Болты крепления передних лонжеронов длиннее, чем задних, причем на верхних и нижних крыльях они одинаковы.

В паре болтов каждого крепления можно различать наружные и внутренние болты; внутренним болтом считается тот, который поставлен ближе к фюзеляжу. Как исключение, внутренний болт переднего нижнего крепления поставлен головкой вниз, а не вверх (как надлежит ставить всякий болт). Иначе поставить этот болт нельзя вследствие того, что его проходу мешает ушко задней несущей ленты, поэтому осмотру данного болта следует уделять особое внимание.

На основной болт переднего нижнего узла каждого крыла крепится стальное кольцо, служащее причалом самолета при стоянке на земле.

Регулировочные данные коробки крыльев

В заключение необходимо проследить, какие регулировочные формы могут быть приданы коробке крыльев самолета У-2.

Вынос верхних крыльев по отношению к нижним равен 800 мм, что достигается наклонным положением стоек (рис. 29). Такое устройство выноса выгодно в аэродинамическом отношении и увеличивает обзор из кабины.

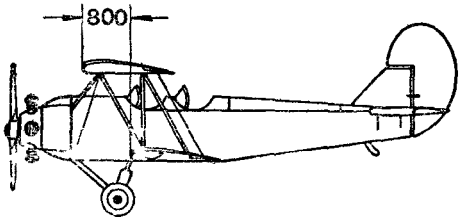


Рис. 29. Вынос верхнего крыла.

Для создания лучшей поперечной устойчивости самолета верхние и нижние крылья не горизонтальны. Концы крыльев несколько приподняты, чем образован угол, равный 2°. Этот угол носит название поперечного V (рис. 30).

Относительно встречного потока воздуха, применительно к условиям прямолинейного горизонтального полета, правые и левые крылья поставлены неодинаково. Правые крылья поставлены под установочным углом[1] в 2°, а левые — в 2° 20′ (рис. 31) Увеличе-

[1] Установочным углом называется угол, образуемый хордой крыла и продольной осью самолета.

ние установочного угла левых крыльев противодействует тенденции самолета крениться на левое крыло под влиянием реакции винто-моторной группы.

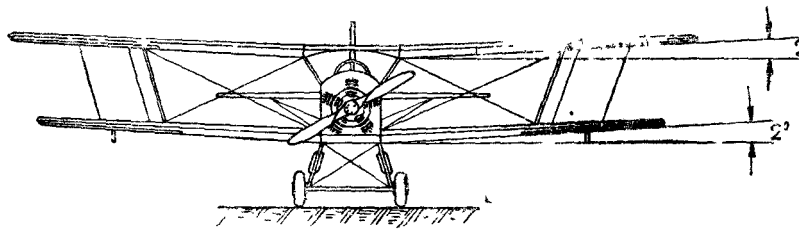


Рис. 30. Поперечное V крыльев.

Расстояние между верхним и нижним крыльями по высоте больше, чем длина хорды крыла. Эта высота равна 1 750 мм, а длина хорды—1 650 мм. Сделано это для того, чтобы улучшить условия

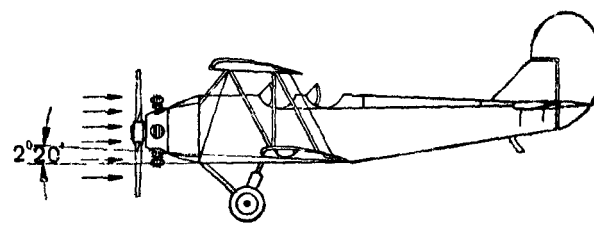


Рис. 31. Установочный угол крыльев.

работы каждого крыла в аэродинамическом отношении. Уменьшение высоты коробки ведет к ухудшению ее летных качеств. Обычно расстояние между крыльями должно быть выбрано не меньше, чем глубина крыла данной коробки.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Как измерить размах крыльев самолета?
2. Какие детали образуют остов горизонтальной фермы крыла?
3. Почему крылья самолета У-2 имеют неодинаковые установочные углы?
4. Какую роль играют лонжероны крыла?
5. В чем заключаются различия в устройстве и назначении нервюр крыла самолета У-2?
6. Чем руководствуются при определении высоты коробки крыльев?
7. В чем заключаются преимущества, характеризующие коробку крыльев самолета У-2?
8. Как работает консольная часть крыла самолета У-2?
9. Какую роль играет средняя стойка коробки крыльев самолета?
10. Перечислите, какие детали образуют соединение на переднем левом узле центроплана.
11. В чем заключаются особенности работы стоек и лонжеронов центроплана по сравнению с работой этих деталей в полукоробках?
12. Почему задняя кромка центроплана и крыльев изготовлена из металла, тогда как передняя — из дерева?
13. В чем разница в устройстве верхних и нижних крыльев самолета У-2?
14. Почему вильчатый болт на стальных стойках стоит только на верхнем конце?

ГЛАВА III

ФЮЗЕЛЯЖ

Фюзеляж (рис. 32) является основой самолета и служит для крепления крыльев, подмоторной установки, шасси и других частей самолета. Фюзеляж используется также для установки баков, расположения кабин для экипажа и размещения полезной нагрузки.

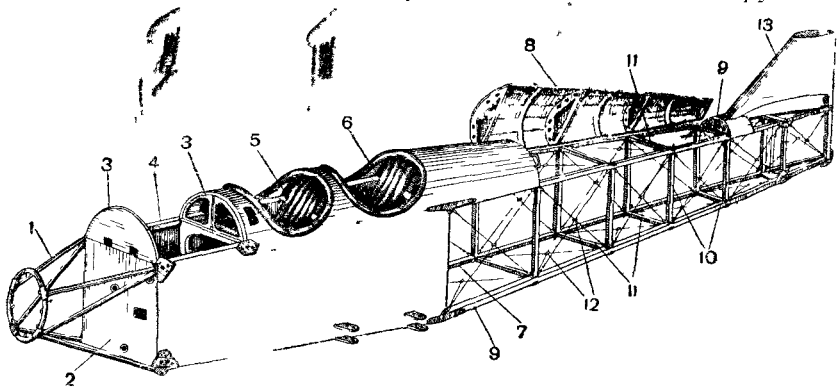


Рис. 32. Фюзеляж:

1 — подмоторная установка, 2 — противопожарная перегородка, 3 — рамки обтекателя передней части, 4 — место установки бензинового бака, 5 — передняя кабина, 6 — задняя кабина, 7 — стык разъема передней и задней частей, 8 — съемный обтекатель, 9 — лонжероны, 10 — стойки, 11 — распорки, 12 — расчалки, 13 — киль.

Увеличение длины фюзеляжа диктуется необходимостью относить хвостовое оперение на расстояние, достаточное для того, чтобы создать лучшие условия для устойчивости самолета и управления рулями. Если бы рули были расположены непосредственно за кабинами и длина фюзеляжа была небольшой, то понадобилась бы большая площадь рулей, управлять которыми было бы труднее.

Форма и конструкция фюзеляжа

Выбор прямоугольной формы для фюзеляжа не является случайностью. Эта форма позволяет упростить постройку самолета, что способствует удешевлению его производства.

По конструкции фюзеляж самолета У-2 открытый, ферменного типа. Он представляет собой деревянный остов, детали которого образуют пространственную ферму.

В фюзеляже различают горизонтальные (верхние и нижние), вертикальные (левые, правые) и внутренние поперечные фермы. Лонжероны входят одновременно в вертикальную и горизонтальную фермы и по сравнению с лонжеронами крыла имеют меньшее сечение. Это сделано потому, что по длине фюзеляжа имеется большое количество пролетов, и поэтому его части не испытывают значительных изгибающих усилий, наблюдаемых в работе лонжеронов крыла.

В передней части (до конца второй кабины) все лонжероны горизонтальны и параллельны между собой. От второй кабины только верхние лонжероны сохраняют горизонтальность, но сужаются. Нижние лонжероны от конца второй кабины несколько приподняты и к хвосту сужены.

Таким образом, все четыре лонжерона образуют суживающуюся к хвосту заднюю часть фюзеляжа. Соединение лонжеронов на хвосте происходит посредством замыкающей (килевой) стойки, одновременно выполняющей роль лонжеронов киля.

Пролеты и части фюзеляжа. По назначению весь фюзеляж можно разделить на четыре пролета.

В первом — головном — укрепляются мотор, баки, стойки центроплана и подкосы шасси. Второй пролет фюзеляжа использован для устройства кабин и подвески крыльев. Третий пролет соединяет два рассмотренных пролета с четвертым — хвостовым, служащим для установки хвостового оперения и крепления костыля.

В производственном отношении остов фюзеляжа можно разделить на две части: переднюю и заднюю, каждая из которых конструктивно самостоятельна. Плоскость их разъема расположена непосредственно за второй кабиной.

Устройство фюзеляжа из двух частей упрощает его постройку и создает большие удобства в эксплоатационном отношении, так как позволяет при ремонте заменять только поврежденные части.

Детали фюзеляжа: лонжероны, стойки, распорки, деревянные крестовины и другие — изготовлены из сосны. Соединение деталей фюзеляжа достигается при помощи шурупов, казеинового клея и оцинкованных гвоздей.

Сборка фюзеляжа производится на стапелях (специальных приспособлениях для сборки); передняя и задняя части собираются отдельно.

Передняя часть фюзеляжа. Передняя часть фюзеляжа, в отличие от задней, легко поддающейся регулировке, обладает бо́льшей жесткостью. Эта жесткость необходима потому, что к передней части крепятся крылья, центроплан, шасси и ею воспринимается нагрузка от веса и работы мотора.

Передняя часть состоит из передней перегородки, лонжеронов, рамного шпангоута[1], двух боковин с фанерным покрытием, верхнего и нижнего поясов, раскосов, стоек, распорок, расчалок, пола и других деталей.

Передняя перегородка. Спереди фюзеляж закрыт перегородкой прямоугольной формы. Для жесткости за этой перегородкой поставлена расчалочная крестовина из 5-мм проволоки или стальных лент. Для придания перегородке большей прочности передняя нижняя распорка сделана более широкой, чем верхняя; кроме того вдоль нижней распорки поставлены две расчалки из спицевых проволок сечением 6 мм или стальных лент. Эти расчалки создают

---

[1] Как и слово «стрингер» название «шпангоут» взято из кораблестроения. Шпангоутами называются основные части корабля, образующие его поперечные крепления.

большую жесткость при восприятии фюзеляжем нагрузок от растягивающих усилий передних несущих лент.

Лонжероны. Каждый лонжерон имеет квадратное сечение. В передней части лонжероны не фрезерованы; торцы их для предохранения от загнивания у стыка с задними лонжеронами обмотаны тесьмой на белилах.

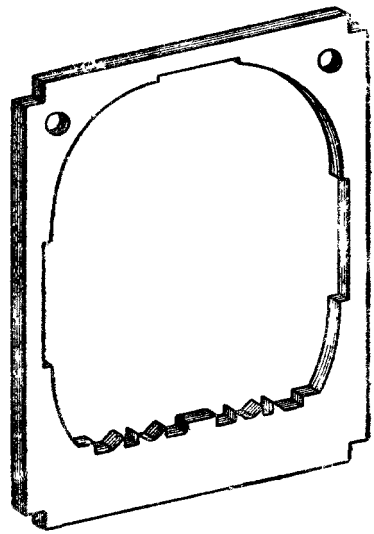


Рис. 33. Рамный шпангоут.

В местах присоединения к фюзеляжу других частей самолета на лонжероны поставлены стальные узлы.

Рамный шпангоут. Для придания передней части большей прочности перед первой кабиной поставлен рамный шпангоут (рис. 33), составляющий основу поперечных креплений фюзеляжа; верхний его конец расположен на стыке нижних концов стоек центроплана, а нижний — в месте присоединения задних подкосов шасси к фюзеляжу. В этом месте приблизительно находится центр тяжести самолета.

Шпангоут поставлен еще и потому, что усилить фюзеляж в этом месте при помощи крестовины расчалок не представляется воз-

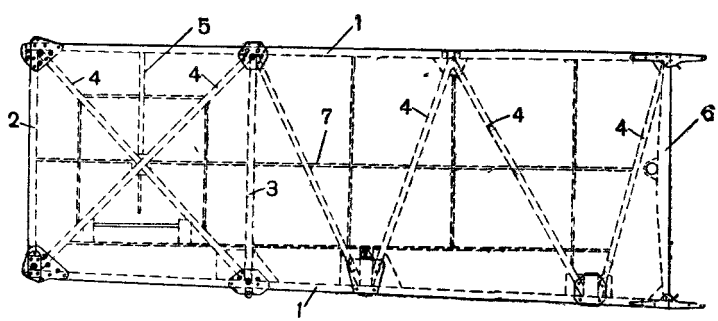


Рис. 34. Боковина фюзеляжа:
1—лонжероны, 2—передняя стойка, 3—рамный шпангоут, 4—раскосы, 5—полустойка, 6—стойка разъема, 7—стрингер

можным, так как расчалки затруднили бы действия педалями и осмотр передней части фюзеляжа

Шпангоут представляет собой неразъемную раму (отсюда название «рамный шпангоут»), образованную стойками, распорками и внутренними дужками. Дужки шпангоута, в отличие от большинства деталей самолета У-2 (построенных из сосны), изготовлены из жженя, чем достигнута большая прочность шпангоута.

Боковины. Боковины образуются из лонжеронов, стоек и раскосов, которые собираются вместе на листах 2-мм переклейки.

Такой набор боковины (рис. 34) придает передней части фюзеляжа жесткость и бо́льшую прочность.

В передней части боковины поставлены два накрест расположенных раскоса с полустойкой, усиливающих ее первый пролет. Зад-

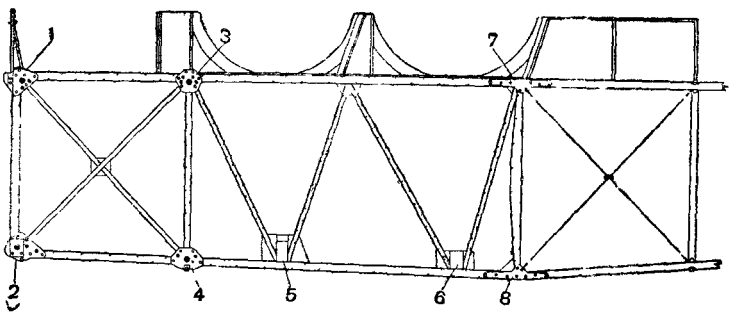


Рис. 35. Нумерация узлов фюзеляжа.

няя часть боковины имеет для усиления четыре наклонных раскоса и заканчивается стойкой разъема, уширенной в середине. Для лучшего соединения всех деталей, входящих в состав каждой боковины, между ними, на их стыках, ставятся на клею сосновые угольники (сухари).

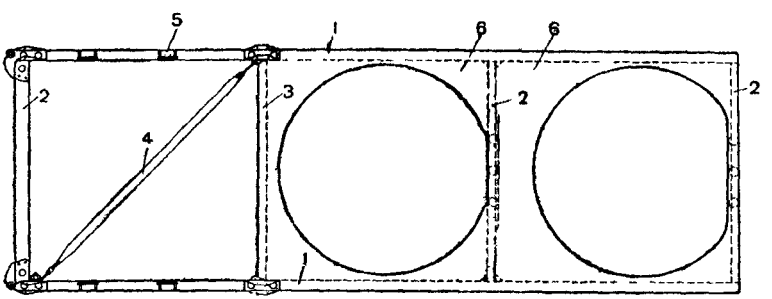


Рис. 36. Верхняя горизонтальная ферма:

1—лонжероны, 2—распорки, 3—шпангоут, 4—подкос бензинового бака, 5—кронштейн бензинового бака, 6—полки кабин

При сборке фюзеляжа боковины соединяются поперечными распорками, шпангоутной рамой, отрезками нижних поперечных лонжеронов и стягиваются двумя парами передних и задних расчалочных крестовин. Снаружи боковины оклеиваются полотном и окрашиваются, а изнутри покрываются лаком.

На каждой боковине размещено по восемь узлов, связывающих шасси, крылья и подмоторную установку с фюзеляжем. Каждый узел имеет свой номер (рис. 35).

Верхний пояс. Основой деталей верхнего пояса является верхняя горизонтальная ферма (рис. 36). Она состоит из лонжеронов, распорок и вместе со шпангоутом служит опорой для

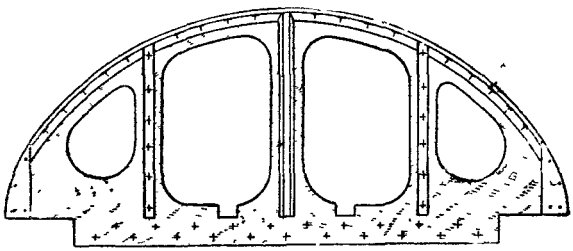


Рис. 37. Устройство первой, третьей и четвертой рамок обтекателя передней части фюзеляжа.

поддержки рамок обтекателя передней части фюзеляжа и рамок, образующих приборные доски. В проекции сверху ферма образует три пролета: в переднем подвешен бензиновый бак, второй и третий пролеты образуют кабины инструктора и ученика.

Для усиления головной части фюзеляжа в переднем пролете, от первого левого узла до третьего правого по диагонали, поставлен подкос в виде металлической трубы с обжатыми концами. Этот подкос пропущен через специальное отверстие в бензиновом баке. Для регулировки на переднем конце подкоса имеется вильчатый болт.

Жесткость верхнего пояса фюзеляжа достигается наличием подкоса и полукруглых полок в кабинах.

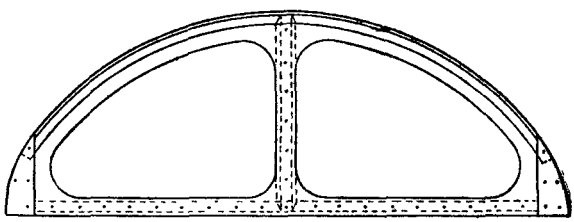


Рис. 38. Устройство второй рамки обтекателя передней части фюзеляжа.

Соединение деталей верхнего пояса сделано при помощи металлических узлов, за исключением межкабинной распорки, крепящейся к лонжеронам сосновыми угольниками на клею и гвоздях.

Обтекатель состоит из четырех рамок и обшивки. Рамки обтекателя устроены из ясеневой дужки, внутренней стенки из переклейки с вырезами и вертикальных стоек, придающих рамкам большую жесткость. Первая, третья и четвертая рамки имеют одинаковое устройство, вторая несколько отличается от них (рис. 37 и 38).

Нижний пояс. Нижний пояс состоит из нижней горизонтальной фермы, верхнего пола и нижнего пола. Детали пояса имеют большую прочность. Они служат для образования поперечных креплений фюзеляжа и установки нижних узлов, а также для устройства настила пола (рис. 39).

Основу нижней горизонтальной фермы составляют два поперечных лонжерона, которые поставлены в местах присоединения нижних крыльев к фюзеляжу. Эти лонжероны являются как бы продолжением лонжеронов крыльев и по устройству одинаковы с ними, причем внутренние крепления их (колобашки и распорки) поставлены на более близком расстоянии одно от другого, чем в лонжеронах крыльев.

Кроме поперечных лонжеронов, имеются две распорки: одна, усиленная, поставлена спереди фюзеляжа, другая—в месте его разъема. Вместе с рамным шпангоутом поперечные лонжероны и распорки делят переднюю часть фюзеляжа снизу на четыре пролета, три из которых расчалены: первый — стальными лентами № 7, второй и третий — лентами № 5. Четвертый пролет не расчален.

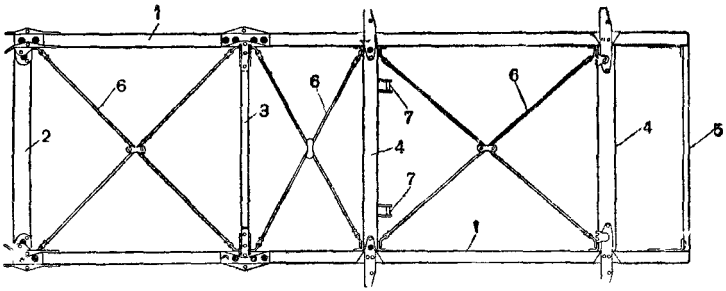


Рис. 39. Нижняя горизонтальная ферма:
1—лонжероны, 2—передняя распорка, 3—шпангоут, 4—поперечные лонжероны, 5—задняя распорка, 6—расчалки, 7—кронштейны

Во всю длину передней части фюзеляжа, внутри, имеется верхний пол. В кабине инструктора пол образован из 3-мм переклейки, а в кабине ученика — из 5-мм переклейки, так как при частой смене обучающихся он быстрее изнашивается

Пол укреплен на четырех продольных брусьях посредством сухарей и колобашек.

Листы нижнего пола крепятся при помощи шомполов и могут откидываться книзу для осмотра и уборки фюзеляжа. В нижнем полу устроено три выреза: два из них, по бокам, служат для наблюдения за роликами управления элеронами, третий, посредине — для очистки и просушивания кабин

Устройство нижнего пола обеспечивает поддержание чистоты в передней части фюзеляжа, так как пыль и грязь, попадающие через нижний пол, задерживаются под настилом верхнего пола и не проникают в кабины.

В конструкции У-2 ВС в задней части пола, за второй кабиной, сделано отверстие для установки фотоаппарата

Задняя часть фюзеляжа. В отличие от передней, задняя часть фюзеляжа представляет собой легко регулирующуюся полужесткую конструкцию типа нормальной пространственной расчалочной фермы. Эта ферма в свою очередь состоит из четырех плоскостных ферм (двух вертикальных и двух горизонтальных). Каждый пролет плоскостной фермы образован сочетанием вертикальных и горизонтальных стержней (рис. 40) (лонжероны, стойки, распорки и расчалки).

Лонжероны задней части имеют такое же сечение, как и передней (30 × 30 мм). Верхние лонжероны отличаются от нижних тем, что на участках между стойками они сверху и снизу фрезерованы. Нижние лонжероны обматываются матерчатой лентой на клею. Это сделано для того, чтобы лучше предохранить нижние лонжероны от загнивания, так как на них быстрее, чем на верхних, скопляются пыль и грязь.

Стойки и распорки имеют прямоугольную форму; стойки несколько толще распорок. Это обусловлено тем, что стойки бывают больше нагружены в полете, испытывая более значительные усилия от подъемных сил. Распорки же нагружаются от усилий, возникающих при действии рулем направления.

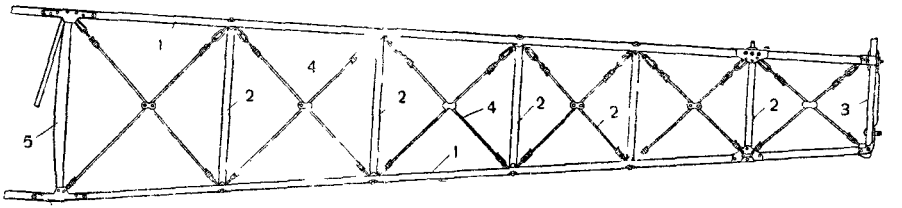


Рис. 40. Вертикальная ферма задней части фюзеляжа:

1—лонжероны, 2—стойки, 3—замыкающая стойка, 4—расчалки, 5—передняя стойка

По внешнему виду выделяется передняя стойка (первая за узлами разъема), имеющая по сравнению с остальными стойками и распорками утолщение в средней части.

Расчалки задней части фюзеляжа во всех пролетах одинаковы; они изготовлены из 2-мм стальной проволоки. Начиная с самолетов выпуска 1938 г., расчалки трех последних пролетов ставятся из проволоки 2,5 мм, и на ушки узлов наварены шайбы.

Расчалки связывают детали фермы фюзеляжа, придавая всей его конструкции должную жесткость. Изменяя длину расчалок, можно отрегулировать заднюю часть фюзеляжа, для чего каждая расчалка поставлена на тандерах.

В местах пересечения расчалок, во избежание их перетирания, поставлены кожаные прокладки.

Съемный обтекатель. Сверху задняя часть фюзеляжа, начиная со второго пролета, прикрыта съемным обтекателем (см рис. 32). Сняв этот обтекатель, можно осмотреть внутренние крепления фюзеляжа.

Съемный обтекатель состоит из рамок овальной формы, стрингеров, соединяющих эти рамки, и обшивки из 2-мм переклейки. Обтекатель присоединяется к фюзеляжу на четырех алюминиевых петлях, закрепляемых булавками, или на специальных замках (рис. 41). Он должен вплотную прилегать к фюзеляжу, во избежание срыва в воздухе и попадания пыли и грязи внутрь фюзеляжа

Так как обшивка обтекателя предназначена в основном для придания фюзеляжу удобообтекаемой формы, то к числу деталей фермы она не относится и в работе ее участия не принимает.

Съемный обтекатель поставлен до места крепления киля (см. рис. 32). Последние два пролета его для большей жесткости сверху и снизу обшиты переклейкой.

В нижней обшивке сделаны вырезы для прохода костыля; по бокам фюзеляжа, вдоль нижних лонжеронов, также имеются вырезы, служащие для захвата рукой при подъеме хвостовой части самолета.

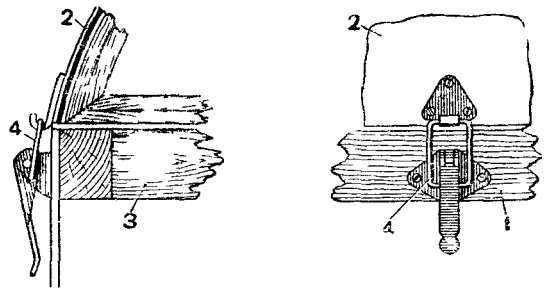


Рис. 41. Крепление съемного обтекателя:

1—лонжерон, 2 -обшивка обтекателя, 3—распорка, 4—петля

Последние пролеты задней части фюзеляжа. Последние пролеты по своим размерам значительно меньше всех остальных пролетов задней части фюзеляжа. Последние пролеты несут более значительную нагрузку вследствие того, что на них крепятся хвостовое оперение и хвостовая опора самолета — костыль. Так как в последние пролеты легко набиваются грязь и пыль (в особенности заносимые от костыля), необходимо непрерывно следить за состоянием этой части фюзеляжа.

Замыкающий пролет фюзеляжа образован соединением концов лонжеронов на замыкающей (килевой) стойке фюзеляжа. Эта стойка выполняет роль вертикального лонжерона киля и таким образом является элементом фюзеляжа. Снимая киль, нельзя не нарушить целости креплений всей хвостовой фермы фюзеляжа.

Соединение лонжеронов и замыкающей стойки производится посредством сосновых угольников, причем узлы для предохранения от загнивания обмотаны полотняной тесьмой на белилах.

На замыкающей стойке снизу приклеена и прикреплена на двух болтах колобашка из ясеня, являющаяся пяткой этой стойки. Она служит для защиты хвостовой части при снятом или сорванном костыле. Кроме того на замыкающей стойке крепится стальная пластинка с отверстиями («гребенка»), служащая для присоединения стабилизатора.

На нижней части замыкающей стойки для крепления самолета при стоянке его на земле поставлено кольцо причала.

Распорки замыкающего пролета сделаны шире, чем остальные, для того чтобы поставить на них осевую трубу костыля.

Обтяжка задней части фюзеляжа. С боков и снизу фюзеляж в задней части обтянут полотном такого же сорта, как и для крыльев. Полотно натягивается на остов фюзеляжа и прибивается к лонжеронам обшивочными гвоздями

Фюзеляж внутри покрыт светлым лаком, а все наружное его покрытие (полотно и переклейка) окрашено защитным эмалитом.

Регулировка фюзеляжа. Регулировка фюзеляжа производится по окончании сборки. Так как передняя часть фюзеляжа состоит из жестких связей и расчалок, то после сборки производится только проверка правильности установки шпангоута и положения боковин. Регулировка фюзеляжа сводится, таким образом, к регулировке полужесткой фермы задней части. При регулировке необходимо проверить правильность положения плоскостных ферм.

Регулировка плоскостных ферм сводится к проверке положения точек пересечения всех расчалок в каждом пролете. Необходимо добиваться совпадения точек пересечения расчалок в каждом пролете с прямой, соединяющей точки, помеченные в середине каждой стойки (или распорки).

Для изменения длины расчалок оба конца их имеют различную резьбу (левую на верхнем конце и правую на нижнем). Расчалки могут легко проворачиваться в своих наконечниках при вращении.

Регулировка расчалок горизонтальных ферм придает фюзеляжу правильное положение по вертикали; эти расчалки не позволяют фюзеляжу искривляться вправо или влево. Регулировка расчалок вертикальных ферм придает правильную форму фюзеляжу по горизонтали; эти расчалки не позволяют фюзеляжу искривляться вверх или вниз. Регулировка внутренних расчалок придает фюзеляжу правильное пространственное положение, так как они противодействуют перекосу фюзеляжа.

В процессе летной эксплоатации обычно не встречается необходимости в регулировке фюзеляжа. После грубых посадок производится подтягивание отдельных, резко ослабленных расчалок или замена лопнувших.

Узлы фюзеляжа

Узлы передней части фюзеляжа. Узлы передней части фюзеляжа отличаются от узлов задней части тем, что каждый из них имеет своеобразную форму и устройство. Для защиты древесины фюзеляжа от смятия в местах крепления узлов поставлены пластинча-

тые прокладки из кольчугалюминия. Для удобства обозначения узлы передней части фюзеляжа имеют нумерацию (см рис 35).

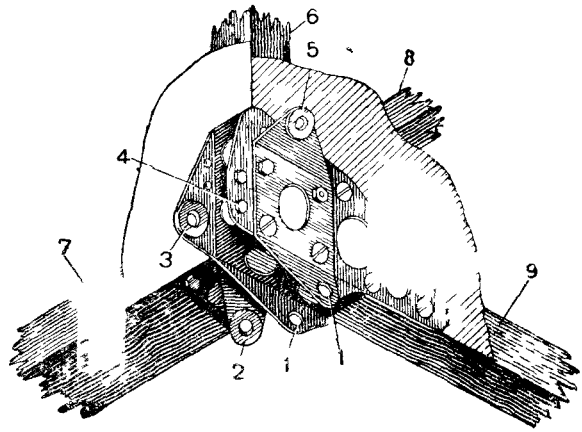


Рис. 42. Передний нижний узел передней части фюзеляжа (№ 2) и ушки крепления:

1—переднего подкоса шасси, 2—расчалки шасси, 3—нижнего подкоса подмоторной установки, 4—несущей ленты крыльев, 5—швеллера каркаса капота, 6—передняя стойка, 7—распорка, 8—подкос, 9—нижний левый лонжерон

По нижнему лонжерону укреплено пять узлов, по верхнему — три. Эти узлы имеют более сложную конструкцию и больший размер, чем узлы коробки крыльев и задней части фюзеляжа, так как каждый узел передней части держит на себе ряд деталей Например, к переднему нижнему узлу (рис. 42) крепятся: передняя стойка, распорка, две расчалки фюзеляжа, несущая лента крыльев, нижний подкос подмоторной установки, расчалка подмоторной установки, швеллер каркаса капота, передний подкос шасси и расчалка шасси.

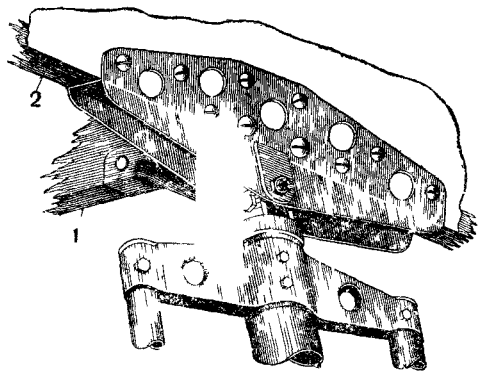


Рис. 43. Узел крепления заднего подкоса шасси (№ 4):

1—распорка фюзеляжа, 2—продольный лонжерон

Каждый узел состоит из наружной и внутренней стальных щек с отогнутыми ушками На большинстве узлов щеки изготовлены из 1-мм листовой стали В ушках щеки усилены приварными шайбами. Кроме шайб, узлы усиливаются посредством стальных пластин и обжимок, изготовляемых из листовой стали большей толщины, чем

сам узел (1,5—3 мм). Все части узлов склепываются и сварива ются. К фюзеляжу узлы крепятся 6- и 8-мм болтами

Узел крепления заднего подкоса шасси (№ 4) имеет по сравне нию с другими узлами передней части фюзеляжа увеличенную

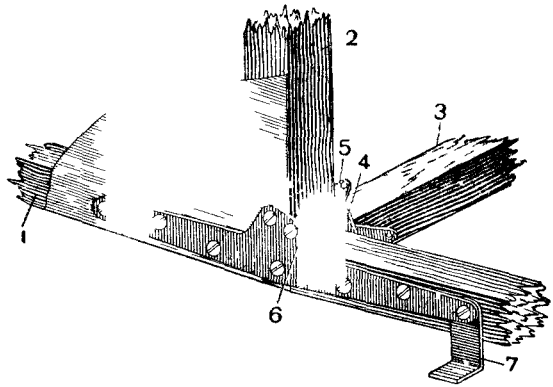


Рис. 44. Нижний узел разъема (№ 8).

1—лонжерон, 2—стойка, 3—распорка, 4—щеки, 5—обжимка, 6—ушко расчалки задней части фюзеляжа, 7—пластинка для предохранения задней кромки крыла

опорную поверхность (рис. 43) Это сделано для того, чтобы рав номернее распределить по лонжерону давление, воспринимаемое узлом. Узел закреплен 11 болтами.

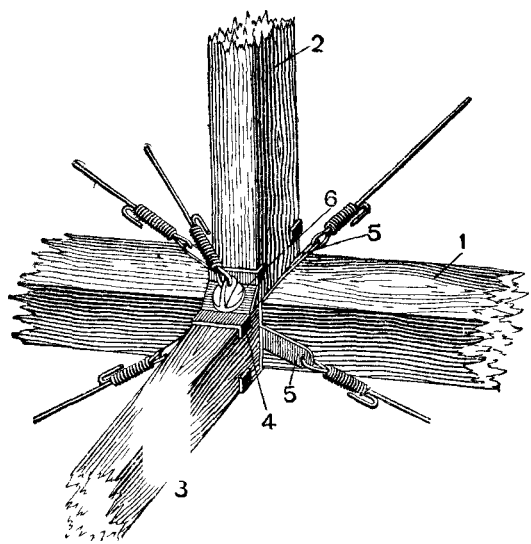


Рис. 45. Узел задней части фюзеляжа:

1—лонжерон, 2—стойка, 3—распорка, 4—обжимка, 5—ушки расчалок, 6—*болт поперечной расчалки*

Узлы разъема передней и задней частей фюзеляжа. В месте разъема фюзеляжа поставлено два верхних и два нижних узла в виде стальных накладок, надетых на концы лонжеронов (рис. 44). Для предохранения задней кромки крыла от поломки при посадке в кабины к нижнему узлу (№ 8) снаружи крепится кольчугалюминиевая загнутая пластинка.

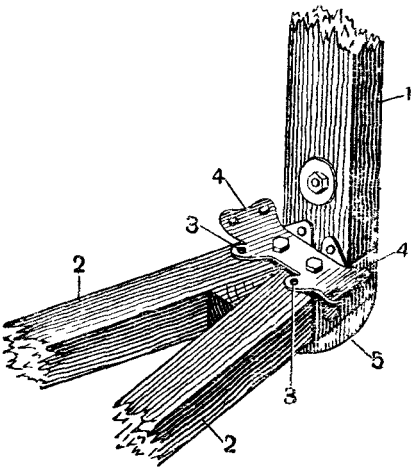


Рис. 46. Нижний замыкающий узел фюзеляжа:

1—замыкающая стойка, 2—лонжероны, 3—ушки вертикальных расчалок, 4—ушки подкосов стабилизатора, 5—колобашка замыкающей стойки.

Узлы задней части фюзеляжа. Детали задней части фюзеляжа, образующие его ферму, соединены посредством 22 узлов. В отличие от передней, большинство узлов задней части одинаково по форме, устройству и размерам. Вследствие этого они взаимозаменяемы.

Стандартный узел задней части фюзеляжа (рис. 45) изготовляется из 1,5-мм стальной пластинки. Он состоит из двух щек и нескольких ушков и крепится тремя болтами.

Все места на фюзеляже, где ставится какой-либо узел крепления, для предохранения от растрескивания и защиты от загнивания оклеиваются полотном.

Замыкающие узлы, поставленные на месте соединения лонжеронов с замыкающей стойкой фюзеляжа (верхний и нижний), имеют сходное устройство и размеры с остальными узлами задней части, но отличаются от них по форме (рис. 46). Через верхний узел проходит ушковый болт для подвеса руля направления. Точно так же верхние узлы предпоследнего пролета фюзеляжа имеют ушковые болты для крепления стабилизатора.

Работа частей фюзеляжа

В полете передняя часть фюзеляжа воспринимает нагрузки не только от веса различных частей, крепящихся на фюзеляже, но и от динамических усилий, передающихся от крыльев, от мотора, от ударов, воспринимаемых шасси при посадке, и т. д. Для этого передняя часть фюзеляжа сделана более прочной и жесткой (шпангоут, боковины, поперечные лонжероны).

Задняя часть фюзеляжа нагружена собственным весом, и кроме этого замыкающие пролеты воспринимают значительную нагрузку от ударов костыля, от веса и работы хвостового оперения.

Преимущество задней части фюзеляжа перед передней состоит в том, что она представляет собой расчалочную ферму, и поэтому воспринимаемые ею нагрузки передаются на всю систе-

му стержней. Кроме того возникающие в полете изгибающие усилия воспринимаются стержнями фермы и передаются как усилия сжатия и растяжения.

Работа частей вертикальной фермы фюзеляжа. В отдельных частях вертикальной фермы фюзеляжа при действии рулями высоты вверх будут возникать усилия, показанные на рис. 47.

Из этого рисунка видно, что стойки фермы и нижний лонжерон будут работать на сжатие. Вследствие разложения сил в нижнем

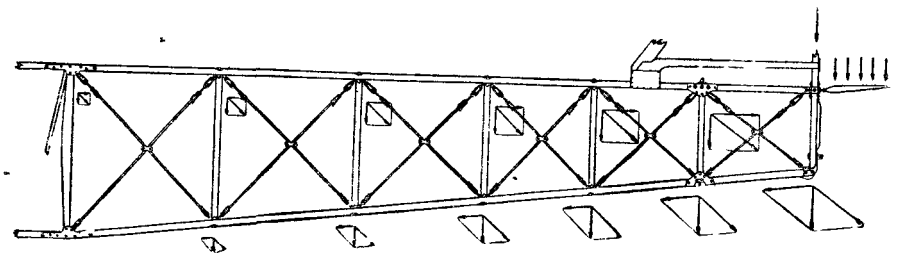


Рис. 47. Работа вертикальной фермы фюзеляжа при отклонении руля высоты вверх.

узле стойки одна из расчалок в каждой крестовине будет работать на растяжение. Под действием растянутых расчалок верхний лонжерон также будет работать на растяжение.

В последнем пролете лонжерон не испытывает усилия растяжения вследствие того, что расчалка, передающая это усилие, крепится на верхнем узле предпоследнего пролета.

При опускании рулей высоты вниз распределение усилий в деталях хвостовой фермы фюзеляжа будет меняться. В этом случае стойки также будут сжаты, но в обратном направлении.

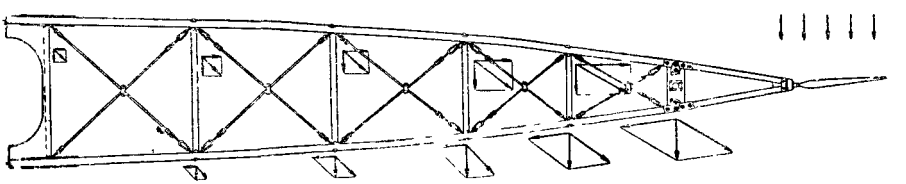


Рис. 48. Работа горизонтальной фермы под действием руля направления.

Сжатым окажется верхний лонжерон, тогда как нижний будет работать на растяжение. Те расчалки, которые не были нагружены в первом случае, окажутся натянутыми.

При поднятии рулей вверх фюзеляж испытывает большую нагрузку, так как при этом необходимо преодолеть еще силу тяжести от веса фюзеляжа и хвостового оперения.

Работа частей горизонтальной фермы фюзеляжа. Подобное же распределение усилий можно представить себе и при действии рулем направления влево или вправо. Однако в этих слу-

чаях нагруженными будут стержни не вертикальных, а горизонтальных ферм, а именно: те же лонжероны, но в перпендикулярном направлении, распорки и расчалки горизонтальной фермы (рис. 48).

При одинаковом повороте руля направления (вправо или влево) нагрузка на горизонтальные фермы в каждом случае будет одинаковой, что не имеет места при работе рулями высоты.

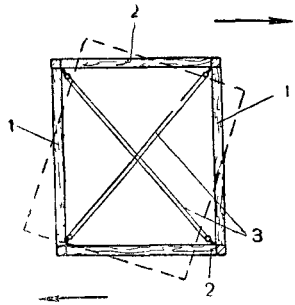


Рис. 49. Работа поперечной фермы фюзеляжа:
1—стойка, 2—распорка, 3—расчалки

Работа поперечных ферм. Поперечные фермы, состоящие из внутренних крестовин-расчалок, стоек и распорок, придают жесткость фюзеляжу в поперечном отношении и противостоят силам скручивания, возникающим при действии элеронами.

Под действием сил, приложенных к элеронам, передняя часть фюзеляжа вместе с коробкой крыльев быстрее примет положение крена, чем хвостовая часть, которая накренится только после того, как будет преодолена сила инерции оперения самолета. При этом, соответственно положению продольной оси самолета, фюзеляж будет испытывать скручивание (рис. 49).

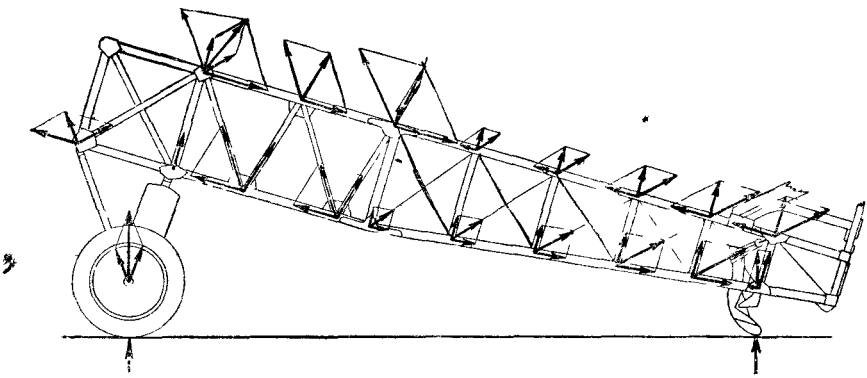


Рис. 50. Работа частей фюзеляжа при посадке.

При действии рулем направления фюзеляж также испытывает скручивание. Это происходит потому, что бо́льшая часть площади руля направления расположена выше продольной оси фюзеляжа, отсюда и сила, приложенная к рулю направления, не совпадает с продольной осью фюзеляжа. При скручивании поперечных ферм фюзеляжа распорки работают на сжатие.

Под влиянием скручивающих усилий фюзеляж может перекашиваться, что отразится на общей устойчивости самолета, в особенности при прямолинейном горизонтальном полете. Поэтому осо-

бенно важно следить за состоянием расчалок поперечных ферм и правильностью их регулировки.

Под действием сил, приложенных к рулям, фюзеляж в целом можно рассматривать как балку, работающую на изгиб; при этом головная часть самолета будет как бы защемлена в местах крепления крыльев.

Работа фюзеляжа при посадке (рис. 50). При посадке на 3 точки (на колеса и костыль) под действием сил реакции земли в частях фюзеляжа возникнут следующие усилия: стойки будут работать на сжатие; верхний лонжерон — также на сжатие, направленное от хвостовой и передней частей к середине; нижний лонжерон будет работать на растяжение, причем это усилие будет направлено от середины к передней и задней частям фюзеляжа; расчалки будут работать на растяжение в разных направлениях (как это видно по крайним пролетам).

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. На какие части можно разделить фюзеляж и каково их назначение?
2. Как устроено соединение передней и задней частей фюзеляжа?
3. Какую роль играет рамный шпангоут в передней части фюзеляжа?
4. В каких местах и какой толщины поставлена переклейка в фюзеляже?
5. В какой части фюзеляжа чаще нарушается регулировка и почему?
6. Сколько видов ферм в фюзеляже?
7. В каких случаях работают поперечные фермы фюзеляжа?
8. От каких нагрузок работают детали хвостовой части фюзеляжа?
9. В каких случаях при одинаковой нагрузке на рули высоты вертикальные фермы фюзеляжа будут испытывать более значительные усилия?
10. В чем заключаются особенности работы верхних лонжеронов фюзеляжа при посадке на 3 точки?
11. С какой целью нижняя передняя распорка фюзеляжа усилена расчалками?

ГЛАВА IV

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И УСТОЙЧИВОСТИ

Управление самолетом У-2 и придание ему лучшей устойчивости в полете осуществляются при помощи нескольких конструктивно самостоятельных органов.

Одни из этих органов непосредственно позволяют осуществлять управление самолетом (командные рычаги, рули и элероны), другие способствуют устойчивости самолета в полете (стабилизатор и киль). Чем быстрее самолет реагирует на действия рулей, тем лучшей управляемостью он обладает. Всякий хорошо сконструированный самолет должен выходить из каких угодно положений в воздухе и обладать хорошей устойчивостью. Под устойчивостью понимают способность самолета самостоятельно восстанавливать нарушенное равновесие.

При плохой устойчивости летчик принужден чаще действовать рулями, чтобы удерживать самолет в определенном режиме полета.

Органы управления подвижны; органы устойчивости, как общее правило, неподвижны. У самолета У-2 органы устойчивости в воздухе не управляемы.

Рули высоты и направления, стабилизатор и киль составляют вместе хвостовое оперение самолета. Рули высоты являются как бы продолжением стабилизатора; руль направления поставлен сзади киля и находится с ним в одной плоскости. Стабилизатор и рули высоты образуют горизонтальное оперение самолета, киль и руль направления — вертикальное. В аэродинамическом отношении хвостовое оперение играет исключительно важную роль. Оно способствует восстановлению равновесия в полете и создает самолету устойчивое положение. Эту роль выполняют стабилизирующие поверхности хвостового оперения — стабилизатор и киль.

К органам управления и устойчивости относятся:

1) командные рычаги (ручки и педали), посредством которых летчик имеет возможность осуществлять движения рулями и элеронами;

2) проводка управления в виде тросов и проволок, предназначенных для передачи движений от командных рычагов на рули;

3) руль высоты;

4) руль направления;

5) элероны, обеспечивающие поперечное управление самолетом;

6) стабилизатор, обеспечивающий продольную устойчивость самолета;

7) киль — орган путевой устойчивости.

Главные оси самолета

Органы управления (рули и элероны) позволяют изменять положение самолета в воздухе, поворачивая его вокруг трех главных осей вращения, проходящих через центр тяжести (рис. 51).

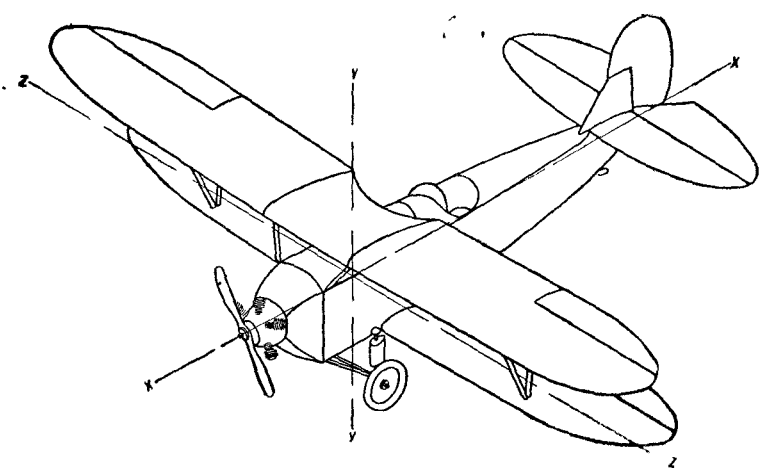


Рис. 51. Главные оси самолета.

1) Ось $X—X$ проходит вдоль самолета, расположена горизонтально от винта до хвоста и называется продольной осью.

2) Ось $Z—Z$ проходит вдоль лонжеронов крыльев и называется поперечной осью.

3) Ось $Y—Y$ проходит перпендикулярно к продольной оси и называется вертикальной осью.

Командные рычаги управления

В соответствии с назначением управление самолета У-2 сделано двойным. Оно смонтировано в первой и второй кабинах, позволяя одновременно управлять самолетом инструктору и ученику.

На самолетах У-2 первых выпусков было применено такое устройство рычагов, которое давало возможность инструктору выключать в полете управление ученика. У современных самолетов У-2 управление ученика сделано невыключающимся. Это вызвано

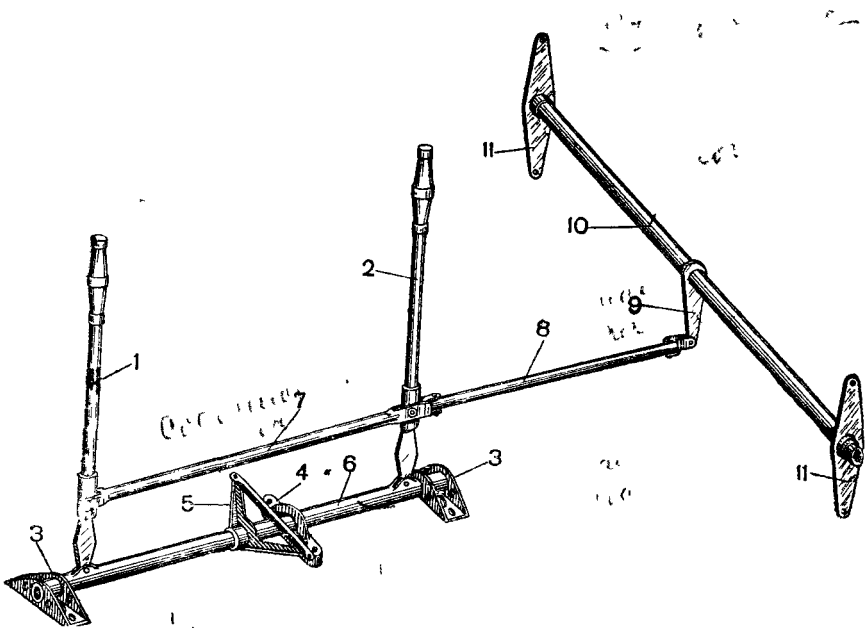


Рис. 52. Ручное управление:

1—передняя ручка, 2—задняя ручка, 3—кронштейны с шарикоподшипниками, 4—средний подшипник, 5—сектор тросов элеронов, 6—опорная (основная) труба, 7—соединительная тяга, 8—передаточная тяга, 9—средний рычаг, 10—поперечная труба, 11—двуплечие рычаги.

необходимостью упростить конструкцию самолета.

Управление построено по общепринятой схеме; оно делится на ручное — для управления элеронами и рулями высоты и ножное — для управления рулем направления.

Ручное управление. Ручное управление состоит из двух ручек (рукояток), опорной (основной) трубы с подшипниками, сектора

для крепления тросов элеронов, тяг (соединительной и передаточной), поперечной трубы с подшипниками, рычагов, шарнирных соединений и деталей крепления (рис. 52).

Ручки поставлены по одной в каждой кабине. Движения ручками могут совершаться в продольном и поперечном направлениях. Ручки жестко связаны между собой, так что при движении одной вторая движется в точном соответствии с первой.

Выбирая ручку «на себя» и сообщая ей продольное движение, летчик поднимает рули высоты вверх, при этом возникает давление воздуха на руль сверху. Это приводит к опусканию хвоста, поднятию носовой части и увеличению угла атаки крыльев.

При обратном продольном движении, отдавая ручку «от себя», летчик опустит руль высоты вниз; в этом случае хвост самолета будет приподнят, а нос опущен, что уменьшит угол атаки крыльев.

При поперечном отклонении ручки вправо правые элероны поднимутся, а левые опустятся.

При поперечном отклонении ручки влево левые элероны поднимутся, а правые опустятся.

Это взаимодействие элеронов осуществляется благодаря тому, что элероны правой и левой полукоробок между собой соединены.

Из описания действий ручками видно, что движения самолета совпадают в своем направлении с движениями ручки, которыми они вызваны (ручка вправо — и самолет кренится вправо). Отсюда вытекает, что управление самолетом основано на принципе естественных движений, вследствие чего упрощается обучение.

Ручка сделана из кольчугалюминиевой трубы, усиленной внутренним бужем из того же материала. Чтобы не соскальзывала рука и не было неприятного ощущения холодного металла, на верхнюю часть ручки надета резиновая муфта.

Снизу ручка вставлена в стальной стаканчик с надетым наружным бужем и закреплена болтом с гайкой и булавкой.

Если считают целесообразным, чтобы пассажир или ученик не имели возможности управлять, можно вынуть ручку из второй кабины.

Устройство передней и задней ручек одинаково.

В конструкции самолета У-2 ВС верхняя часть ручки первой кабины значительно видоизменена: на ней насажена муфта, крепящая дужку для накладывания руки на рычаг при работе с пулеметом; эта дужка сварена из двух изогнутых стальных труб.

Стаканчики ручек заканчиваются вильчатыми щеками, с помощью которых ручки шарнирно соединены с опорной трубой управления.

Опорная (основная) труба. Опорная труба с шарикоподшипниками играет роль опоры механизма управления. При движении ручки вправо или влево опорная труба вращается; это вращение позволяет осуществлять управление элеронами.

Опорная труба установлена на полу по середине кабин. В местах присоединения ручек на опорной трубе приварены и приклепаны впотай стальные вилки. Труба лежит на двух двухрядных опорных шарикоподшипниках, которые поставлены на ее концах. Передний шарикоподшипник стоит впереди первой ручки, задний — позади

второй ручки. Шарикоподшипники поставлены в кронштейнах, посредством которых все ручное управление крепится к полу кабин. Кронштейны сделаны из стали в виде втулки с лапками.

Сектор. Для непосредственной передачи движений элеронам на опорной трубе поставлен сектор (рычаг) управления элеронами. На каждом плече этого сектора наварены шайбы для крепления тросов проводки элеронов.

Соединительная тяга. Для управления рулями высоты из первой кабины ручки связаны между собой при помощи соединительной тяги, поставленной над опорной трубой. Эта тяга присоединена к ручкам управления выше щек стаканчиков. Для прикрепления к ручкам на концах тяги приварены вилки, сквозь которые пропускаются болты, соединяющие ее с ручками (рис. 53).

Передаточная тяга. Эта тяга одним концом крепится к задней ручке, другим — соединена с одноплечим рычагом на поперечной трубе (рис. 52).

Поперечная труба укреплена в двух скользящих подшипниках на стойках в месте разъема фюзеляжа; по диаметру эта труба толще опорной трубы. Концы поперечной трубы выходят наружу стенок фюзеляжа; на них с каждой стороны на двух конусных шпильках поставлены двуплечие рычаги управления рулями высоты.

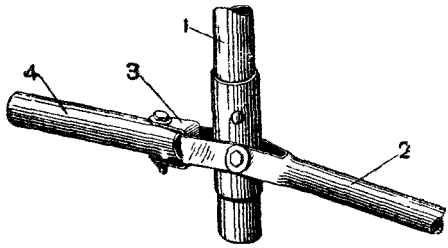


Рис. 53. Соединение задней ручки с соединительной и передаточной тягами:

1—задняя ручка, 2—соединительная тяга, 3—шарнирная обжимка, 4—передаточная тяга

В зависимости от положения поперечной трубы двуплечие рычаги управления рулями высоты меняют свое положение. Они передают движения на проводку, которая поднимает или опускает рули высоты.

Рычаги сварены из двух штампованных щек листовой стали. В средней части рычагов поставлены втулки, посредством которых они надеваются на поперечную трубу, а на концах наварены шайбы, отверстия которых служат для присоединения проводки управления рулями высоты.

Ножное управление. Ножным управлением изменяют положение рулей направления в зависимости от характера полета.

При нажиме на правую педаль трос, связывающий педаль с рулем направления, вызывает его поворот вправо, что заставляет самолет также заворачивать вправо. Так как набегание воздуха при отклоненном руле будет несимметричным, то под действием более сильного давления с правой стороны хвост самолета будет занесен влево, вследствие чего нос самолета начнет заворачивать вправо. При нажиме на левую педаль явление будет обратное.

Ножное управление первой кабины поставлено посредине, между первой распоркой и шпангоутом; ножное управление второй кабины поставлено под сиденьем первой кабины.

Механизм ножного управления осуществлен в виде рычага, вращающегося вокруг короткой вертикальной оси на бронзовом подшипнике.

Основанием каждого управления служат колонки, прикрепленные к полу фюзеляжа

Механизм состоит из передних и задних педалей (правых и левых), выравнивающих тяг, поперечных труб (рычагов), соединительной тяги и других деталей (рис 54)

Педали Каждая педаль устроена из коротких отрезков стальных труб (рис 55); труба большего диаметра поставлена продольно, меньшего диаметра — поперечно. Продольная труба служит направляющей для педали и вставляется в трубу, являющуюся подножкой

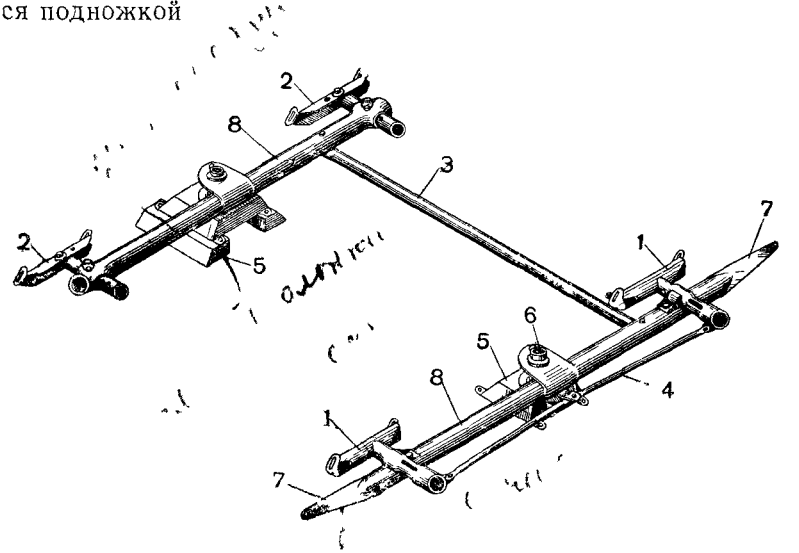


Рис. 54. Механизм ножного управления.

1—передние педали, 2—задние педали, 3—соединительная тяга, 4—выравнивающая тяга, 5—колонки, 6—осевой болт, 7—стальные пластины, 8—поперечные трубы-рычаги педалей

К продольной трубе приварена пластинка педали, служащая упором для ноги Для удобства постановки ног эта пластинка поставлена наклонно, концы ее отогнуты под прямым углом и имеют прорези для брезентового ремня, который застегивается пряжкой для удержания ноги

Как передние, так и задние педали могут быть поставлены по длине ног пилота Для этого в продольной трубе педалей сделаны отверстия, в одно из которых, подгоняя по длине ног, вставляют стопорный палец, соединяющий педаль с подножкой. В педалях инструктора стопор ставится горизонтально, в педалях ученика — вертикально.

Выравнивающие тяги Для обеспечения одновременности движений педалей передние концы труб подножек шарнирно свя

заны между собой выравнивающими тягами. Это присоединение сделано на кронштейне, прикрепленном к передней стенке колонки. На задних педалях выравнивающих тяг не поставлено.

Поперечные трубы-рычаги. На верхние концы осевых болтов поставлены при помощи втулки поперечные трубы педалей, являющиеся их рычагами. При вращении педалей эти трубы остаются все время параллельными между собой.

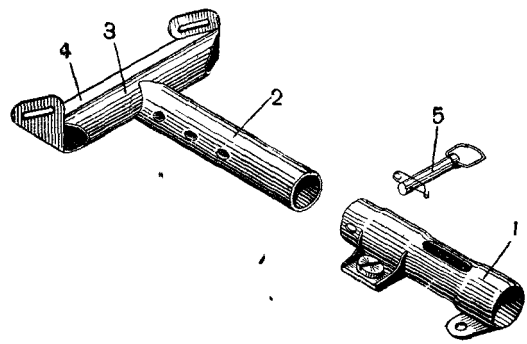


Рис. 55. Педаль:

1—труба подножки педали, 2—продольная труба педали, 3—поперечная труба педали, 4—пластинка педали, 5—стопорный палец

Для передачи движений на проводку к рулю направления в обжатые концы поперечной трубы-рычага передней кабины вставлены и заварены по кромке стальные пластинки. Они выведены наружу, в специальные щелевые прорези фюзеляжа. Края прорезей защищены резиновыми буферами, чтобы не портить педалями боковин фюзеляжа. На концах этих вкладышей имеются ушки для присоединения проводки. Таким образом, прямая связь с рулем направления имеется только из первой кабины

Соединительная тяга. Поперечные трубы-рычаги передних и задних педалей соединены между собой соединительной тягой, поставленной слева от колонок.

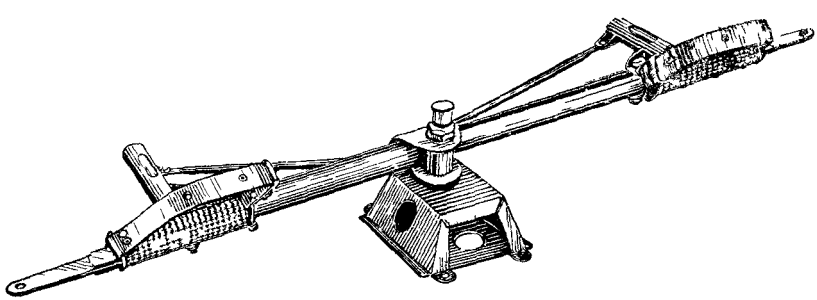


Рис. 56. Ножное управление (переднее) образца 1938 г.

На самолетах выпуска 1938 г. конструкция ножного управления изменена: в педали впрессованы бронзовые втулки; ось вращения высверлена и имеет отверстия для смазки; сверху на ось установлен штауфер. Несколько видоизменены подножки педалей, на них наклепан рифленый алюминий (рис. 56).

Проводка управления

Проводка управления от рычагов, находящихся в кабинах, к рулям на хвостовом оперении и элеронам устроена из гибких связей (тросов и проволок).

Управление при гибкой проводке обладает большей мягкостью, так как в нем нет шарнирных соединений. Недостатком такого управления является вытяжка тросов проводки при эксплоатации.

В проводке управления к рулям высоты и направления не встречается мест, где бы тросы или проволоки, перекрещиваясь между собой, могли перетираться. Проводка управления к рулям поставлена снаружи таким образом, что тросы и проволоки ее не мешают друг другу и не могут быть перепутаны.

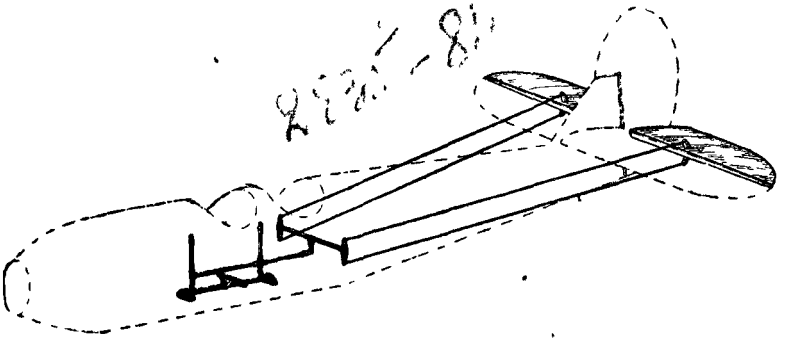


Рис. 57. Управление рулями высоты и проводка к ним.

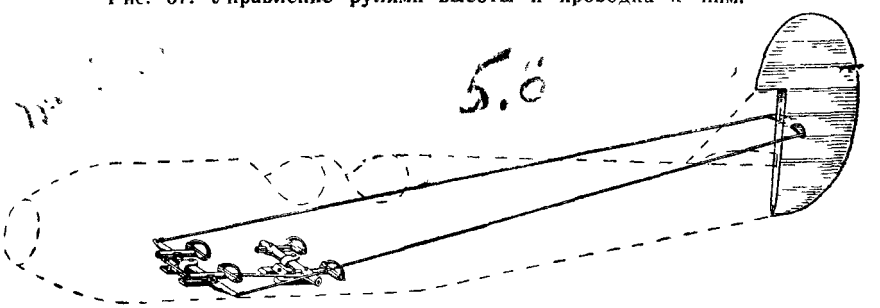


Рис. 58. Управление рулем направления и проводка к нему.

Применение наружной проводки позволяет осуществлять непрерывное наблюдение и уход за ее состоянием. Устройство наружной проводки гораздо проще, и обращение с ней несложно.

Проводка к рулям высоты. Проводка к рулям высоты состоит из двух линий верхней проводки и двух линий нижней проводки (рис. 57). Во всей проводке применяется стальная проволока, сечением 2,5 мм, за исключением верхних линий, где, начиная от стабилизатора до места крепления к рулям применены тросы. Это сделано потому, что верхняя проводка перегибается через стабилизатор. Трос — оцинкованный, сложного плетения, сечением 3 мм.

На верхнюю проводку к рулям высоты на одну линию требуется 2 835 мм проволоки и 840 мм троса; на нижнюю проводку требуется 3 865 мм проволоки.

Проводка к рулю направления. Проводка к рулю направления на всем своем протяжении состоит из проволоки. Проволока применяется такая же, как и для проводки к рулям высоты, и проведена в две линии (рис. 58).

Для уменьшения вибраций проволоки с наружной стороны фюзеляжа поставлены ременные прихватки, прикрепленные к стойкам разъема.

Проводка присоединяется к кабанчику руля направления через тандеры[1] вильчатого типа, дающие возможность регулировать натяжение проводки. На каждую линию этой проводки требуется 5 675 мм проволоки

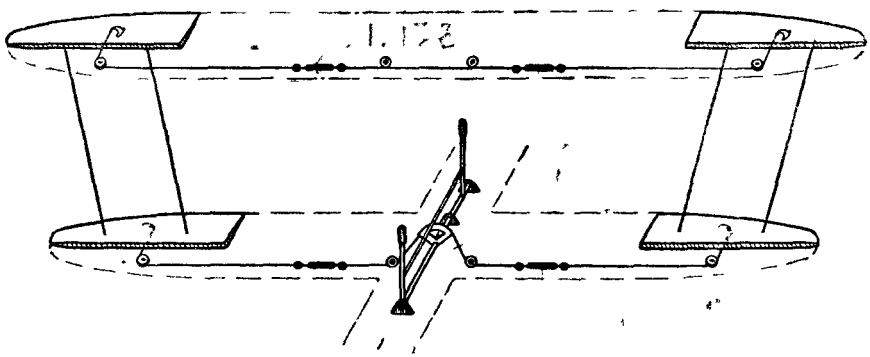


Рис. 59. Управление элеронами и проводка к ним.

На самолетах У-2, выпускавшихся до 1936 г., проводка к рулю направления была сделана из тросов.

Проводка к элеронам. Проводка к элеронам (рис 59) проходит внутри крыльев, центроплана и фюзеляжа; для соединения с элеронами проводка выведена наружу..

Проводка от элеронов правой полукоробки соединена с проводкой от элеронов левой полукоробки.

Для проводки управления элеронами обычно используются тросы сложного (двойного) плетения, которые по сравнению с простыми тросами обладают большей гибкостью, хотя и менее прочны. Применение сложных тросов необходимо потому, что в управлении элеронами имеется несколько мест, где изменяется направление проводки.

В проводке элеронов принято называть: тросы, идущие от фюзеляжа, — выводными, тросы, идущие по нижним крыльям, — ведущими, тросы, идущие по верхним крыльям, — перекатными.

[1] Тандер — держатель, промежуточная деталь, служащая для регулировки расчалок

В местах выхода выводных тросов из пола фюзеляжа вниз они проходят по роликам, укрепленным под полом на специальных планках.

Для вывода троса внутрь нижних крыльев в боковинах фюзеляжа сделаны вырезы. В выводные отверстия вставлены медные направляющие втулки; по выходе из направляющих втулок ведущие тросы пропущены вдоль левого и правого нижних крыльев до 12-й нервюры. В этом месте внутри каждого нижнего крыла прикреплен на переднем лонжероне ролик, от которого каждый трос идет вдоль 12-й нервюры.

На середине 12-й нервюры тросы нижнего крыла выведены наружу, для чего на нижней обшивке нервюры сделан вырез, усиленный по краям наклейкой полотняной полосы. Для осмотра состояния и смазки ролика впереди выреза имеется окно, прикрывающееся алюминиевой крышкой на шомполе Такие же окна сделаны и для осмотра роликов в полу фюзеляжа.

По выходе из крыла наружу тросы присоединены к кабанчикам элеронов. На нижних крыльях кабанчики крепятся снизу элеронов, на верхних—сверху.

Для передачи управления от нижних элеронов к верхним они соединены посредством двух лент, поставленных с небольшим наклоном во внешнюю сторону Наклон лент необходим потому, что габарит самолета по верхним крыльям больше, чем по нижним

Верхние элероны — правый и левый — соединены между собой перекатными тросами. Над вырезами, имеющимися в крыльях для вывода наружу перекатных тросов, поставлены обтекатели, которые одновременно предохраняют от попадания пыли в крыло. Так же как и на нижних крыльях, тросы верхнего управления доведены до задней стенки переднего лонжерона, где установлено два ролика. Для осмотра роликов в нижней обшивке верхних крыльев сделаны окна.

Присоединение к тросу центроплана сделано у торцовых нервюр посредством сережек. Трос центроплана перекатывается по роликам, для осмотра которых имеются окна в нижней обшивке центроплана.

Проводка к верхним элеронам, связывая у центроплана тросы левых и правых элеронов, создает замкнутое соединение. Разделение верхней проводки на три участка сделано для того, чтобы перекатные тросы не мешали съемке центроплана или крыльев.

По нижним крыльям тросы проходят под внутрикрыльными расчалками, а по верхним крыльям — над этими расчалками.

Вся проводка на элероны сделана одинарной (в одну линию) вследствие достаточного запаса прочности тросов.

На проводку управления к элеронам требуется следующее количество тросов: внутри центроплана — 1 173 мм, внутри фюзеляжа — 505 мм, внутри каждого крыла — 3 990 мм.

При монтаже проводки необходимо иметь некоторый запас для заделки ушков и заплетки. Для этого проводка должна быть взята с припуском: по тросам — 170 мм, по проволоке — 100 мм

Взаимодействие элеронов. При движении ручки управления налево опорная труба получит левое вращение, при этом левое плечо сектора опорной трубы наклонится, а правое поднимется, потянув за собой трос на правый элерон. Движение этого троса вызовет опускание правых элеронов и подъем левых. При движении ручки направо правые элероны поднимутся, а левые опустятся.

Ролики. В управлении элеронами примерно восемь роликов: два — в фюзеляже, два — в центроплане и по одному — в каждом крыле.

Ролики изготовлены из кольчугалюминия, материала более мягкого, чем сталь; на них меньше срабатываются тросы. Каждый ролик должен свободно вращаться на своей оси, чтобы трос не

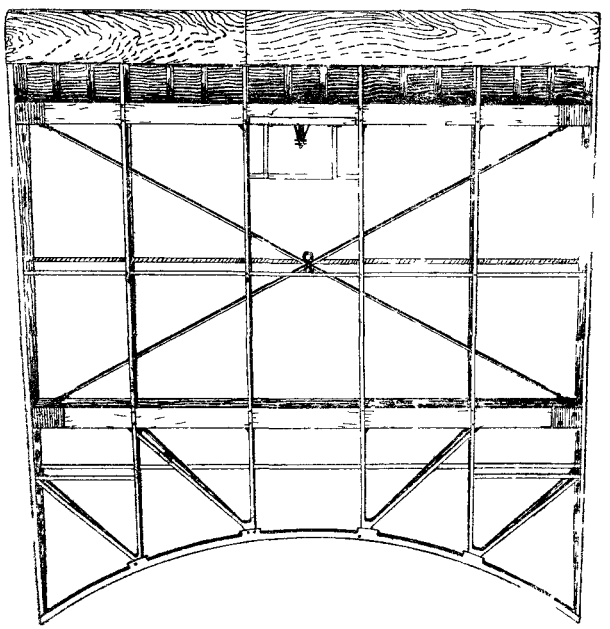


Рис. 60. Центроплан самолетов выпуска 1938 г.

мог застревать в канавках роликов. Ролики крыльев и фюзеляжа по размерам одинаковы, ролики же центроплана меньше. Ролики центроплана могут вращаться только на своей оси, крепление же их сделано неподвижным; эти ролики — не ориентирующиеся.

Ролики у направляющих, в месте вывода тросов из фюзеляжа, и ролики внутри крыльев — ориентирующиеся. Они не только вращаются, но и могут менять положение своей плоскости вращения.

На всех роликах поставлены два хомутика, предохраняющие трос от соскакивания.

Для крепления роликов в крыльях на задней стенке переднего лонжерона укреплена накладка из сосны, на которой крепится

стальной кронштейн, служащий для установки ролика. Все болты крепления ролика имеют простые гайки и зашплинтованы нормальными шплинтами.

На самолетах выпуска 1938 г. в центроплане, вместо двух роликов и двух окон, имеются один ролик и соответственно одно смотровое окно. Сделано это в целях уменьшения трения, а следовательно, и уменьшения износа троса в центроплане (рис. 60).

Рули высоты

Рули высоты выводят самолет из его установившегося положения в продольном отношении, т. е. служат для поворотов вокруг поперечной оси. С помощью рулей высоты, в зависимости от работы винто-моторной группы, самолет способен изменять свой угол атаки, благодаря чему можно придавать самолету необходимое направление полета в вертикальной плоскости.

Рули высоты подвешены на заднем лонжероне стабилизатора. Подвеска каждого из рулей производится с помощью трех шарниров; шарниры образованы соединением ушковых болтов на лонжероне руля высоты с вильчатыми болтами заднего лонжерона стабилизатора. Эти болты соединяются пальцами и контрятся шплинтами. Для уменьшения щели на лонжеронах стабилизатора и рулей проложены выравнивающие планки.

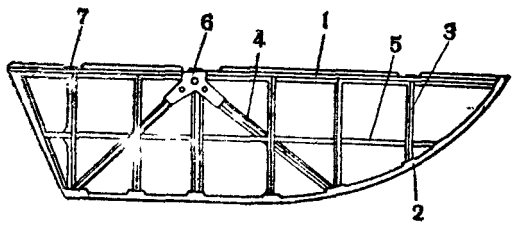


Рис. 61. Руль высоты:

1—лонжерон, 2—обод, 3—нервюра, 4—раскосная нервюра, 5—стрингер, 6—место крепления кабанчика, 7—вильчатый болт крепления к стабилизатору

Ввиду особой важности мест креплений рулей, на самолетах У-2, начиная с 1936 г., болты этих креплений подвергаются хромированию; пальцы не хромируются.

Хромирование увеличивает прочность (твердость на истирание) отверстий ушковых и вильчатых болтов. Пальцы не хромируются, с тем чтобы износ шарнирного соединения шел за счет легко заменяемой детали, т. е. за счет пальца.

По устройству каждый руль высоты сходен с элероном (рис. 61). По середине каркаса руля высоты крепятся две раскосные коробчатые нервюры. Передние концы этих нервюр

соединены вместе на лонжероне руля. В этом месте укреплена сосновая планка, образующая основание для крепления кабанчика, являющегося рычагом управления рулем (рис. 62).

Каждый кабанчик состоит из двух кольчугалюминиевых стенок и кольчугалюминиевого вкладыша, имеющего бо́льшую толщину, чем стенки. Вкладыш и стенки соединены кольчугалюминиевыми заклепками. К своему основанию кабанчик прикреплен четырьмя болтами, из которых два проходят через лонжерон, а два — на стыке нервюр. Рули высоты имеют кабанчики на обеих своих поверхностях (сверху и снизу).

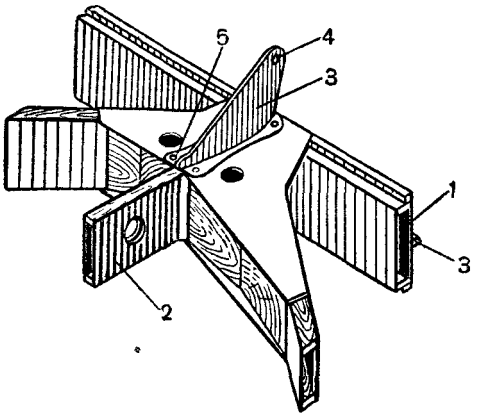


Рис. 62. Крепление кабанчика рулей высоты:

1—лонжерон, 2—нервюра, 3—стенка кабанчика, 4—ушко для проводки, 5—место крепления кабанчика к нервюре

Для увеличения прочности внутри лонжеронов, в местах прохода болтов для подвески рулей поставлены колобашки. В отличие от колобашек крыла, изготовляемых из сосны, колобашки рулей изготовляются из ясеня. Использование ясеня, как более стойкой породы дерева, объясняется тем, что лонжеронам рулей приходится испытывать значительные усилия скручивания.

Внутренний обод руля высоты устроен в виде косой боковины и изготовлен из кольчугалюминия. Так как в конструкциях рулей отсутствуют расчалки, жесткость рулей достигается нервюрами.

Рули высоты должны быть отрегулированы так, чтобы они при любых углах отклонения находились в одной плоскости. Несоблюдение указанной регулировки поведет к возникновению скручивающих моментов на стабилизаторе и к некоторому нарушению поперечной устойчивости самолета.

Рули высоты сделаны некомпенсированными.

Руль направления

Руль направления выводит самолет из его установившегося положения в горизонтальной плоскости, изменяет направление пути самолета вправо или влево, обеспечивая тем самым путевую управляемость самолета. Руль направления (рис. 63) имеет компенсатор[1], облегчающий управление.

Необходимость компенсатора для руля направления вызывается тем, что его размеры значительно больше, чем размеры рулей высоты. При повороте руля направления в сторону поток воздуха, действуя на площадь руля, вращает компенсированную часть в направлении, обратном вращению всего руля. Компенсатор создает как бы добавочную силу, ускоряющую и облегчающую поворот руля.

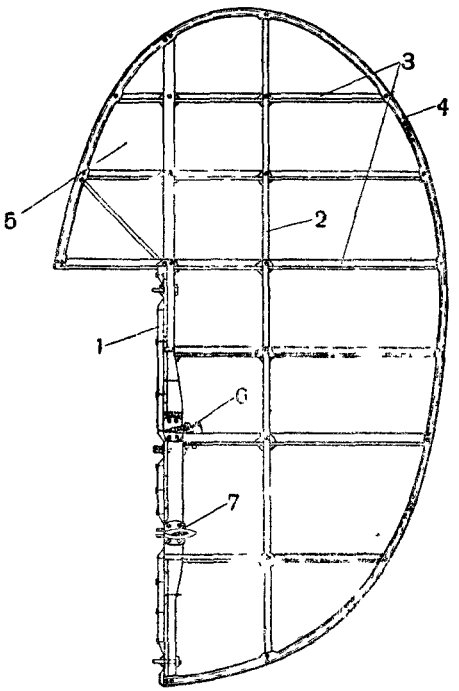


Рис. 63. Руль направления:

1—лонжерон, 2—стрингер, 3—нервюры, 4—обод, 5—компенсатор, 6—кабанчик проводки от педалей, 7—кабанчик проводки от костыля

Руль направления состоит из переднего и заднего лонжеронов, шести нервюр, обода и мелких деталей. Передний лонжерон имеет большее сечение, так как он служит не только основной деталью для укрепления на нем всех остальных деталей руля, но и для подвеса к лонжерону киля. Передний лонжерон и задний (стрингер) сделаны сплошными.

Полки нервюр руля направления изготовлены из липовых планок.

Руль направления имеет два кабанчика: верхний и нижний. К верхнему кабанчику присоединяется проводка от педалей, через нижний кабанчик происходит передача движений на управляемый костыль. Благодаря этому устройству облегчено рулежение, так как костыль разворачивается в ту же сторону, что и руль направления, и поэтому не противодействует поворотам.

По устройству эти кабанчики одинаковы и отличаются только размерами. Кабанчики надеты на передний лонжерон руля; каждый кабанчик состоит из стальной обжимки (башмака), с отводом двух щек (плеч) в стороны; щеки изготовлены из стальной пластинки с накладками сверху и снизу из ясеня. Левая щека (плечо) соединена с проводкой от левых педалей, правая— от правых.

[1] Компенсатор — от латинского слова „compensare“— уравнивать.

На самолетах выпуска 1938 г. верхние и нижние кабанчики руля поворота обтекаемой формы сварены из двух штампованных стальных половинок.

При действии рулем направления необходимо использовать и элероны. Движения рулем направления должны сопровождаться одновременным движением элеронами. Если летчик нажал ногой левую педаль, чтобы повернуть налево, он должен придать самолету одновременно и левый крен при помощи элеронов. При этом нужно соразмерять величину отклонения руля направления и элеронов. Если поворот рулем нужно сделать быстрее, то посредством элеронов самолет должен быть накренен больше.

Элероны

Элероны (рис. 16 и 59) выводят самолет из его установившегося положения в поперечном отношении; под действием элеронов самолет может принимать крены на ту или другую сторону. Под действием элеронов самолет вращается вокруг продольной оси.

Объяснение конструкции элерона дано в главе «Коробка крыльев» (стр. 17), а управление им объяснено в настоящей главе, в разделе «Проводка управления» (стр. 53). Кроме того необходимо отметить следующие особенности элеронов.

Кабанчики элеронов устроены так же, как и кабанчики рулей высоты. В отличие от рулей высоты, на элеронах крепится только по одному кабанчику, на одной из его плоскостей (верхней или нижней), в зависимости от того, к какому крылу (верхнему или нижнему) относится данный элерон.

Для укрепления и большей прочности внутри лонжеронов, в местах прохода болтов подвески элеронов поставлены колобашки.

В отличие от колобашек крыла, изготовляемых из сосны, колобашки элеронов изготовляются из ясеня.

Элероны должны быть строго уравновешены. Элероны правой полукоробки должны соответствовать по весу элеронам левой полукоробки.

Стабилизатор

Стабилизатор играет роль несущей хвостовой поверхности и служит для создания продольной устойчивости самолета.

В отличие от крыльев, стабилизатор имеет симметрично выпуклый профиль по обеим поверхностям. Это сделано для возможности действия рулями высоты в различных условиях их положения в воздухе. При несимметричном профиле обтекание стабилизатора будет неодинаковым, а следовательно, и рули высоты при поднятии или опускании будут обтекаться неодинаково.

Устройство стабилизатора почти не отличается от устройства крыла (рис. 64). Он состоит из двух лонжеронов (переднего и заднего), нервюр, раскосов, передней кромки, обода,

расчалок и мелких деталей. Конструктивная особенность стабилизатора состоит в том, что задний лонжерон служит в качестве детали, образующей заднюю кромку. К заднему лонжерону подвешены рули высоты

Лонжероны стабилизатора — коробчатой формы; в некоторых конструкциях они делаются цельными· передние — двутаврового сечения, задний — однотаврового.

Коробчатые лонжероны обладают большей легкостью, но изготовление их сложнее. Сечение обоих лонжеронов уменьшается по направлению к консолям. Задний лонжерон, в соответствии с профилем стабилизатора, имеет несколько бо́льшую высоту

Через задний лонжерон пропущено с е м ь вильчатых болтов для подвески рулеи высоты и установки стабилизатора Передний лонжерон имеет только д в а болта, крепящих стабилизатор на фюзеляже

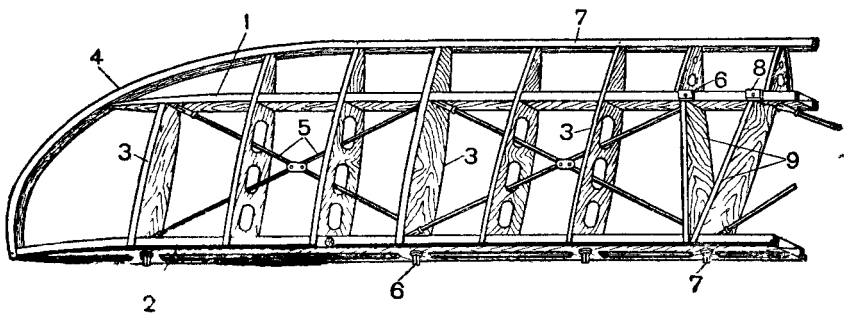


Рис. 64. Стабилизатор·

1—передний лонжерон, 2—задний лонжерон, 3—нервюры, 4—обод, 5—расчалки, 6—вильчатый болт подвеса руля высоты, 7—вильчатый болт крепления стабилизатора к гребенке, 8—место установки вильчатых болтов крепления стабилизатора к фюзеляжу, 9—раскосы

Нервюры (всего их 14) устроены так же, как и нервюры крыла· главные нервюры (в местах крепления расчалок) — коробчатого типа; простые нервюры облегчены, в них применена одна стенка с облегчающими прорезями. В отличие от нервюр крыла, полки нервюр стабилизатора сделаны из липы, а не из сосны. Другое их отличие заключается в том, что все они не имеют хвостовой части.

Раскосы стабилизатора — это те же коробчатые нервюры, но наклонно поставленные и соединенные в общий узел по середине заднего лонжерона стабилизатора

Для жесткости стабилизатор расчален 4-мм проволокой.

Обод стабилизатора, как и обод крыльев, сделан из швеллерных полос алькледа толщиной 0,8 мм. Обод является продолжением передней кромки стабилизатора и составляет с ним одно целое

Крепление стабилизатора. Стабилизатор устанавливается в щель между нижней частью киля и фюзеляжем. Для крепления стабилизатора в средней части его переднего лонжерона установлены два вертикальных вильчатых болта, которые присоединяются к ушковым болтам на верхних лонжеронах фюзеляжа. Задний

лонжерон крепится одним горизонтальным вильчатым болтом, вставленным в одно из отверстий металлической гребенки, имеющейся на лонжероне киля.

Все три вильчатых болта помещены в местах соединения лонжеронов с раскосами

Стабилизатор сделан неуправляемым в полете, однако на земле он может быть отрегулирован и поставлен под тем или иным установочным углом, для чего в лонжероне киля имеется гребенка с отверстиями (рис. 65).

Установка стабилизатора на том или ином отверстии производится в зависимости от нагрузки самолета с таким расчетом, чтобы сохранить равновесие самолета в полете.

Подкосы стабилизатора. Снизу стабилизатор поддерживается посредством четырех подкосов, укрепленных по два с каждой стороны. Подкосы имеют эллипсовидное сечение и сделаны из стальной трубы. Они крепятся к нижнему лонжерону фюзеляжа на узлах последнего пролета, а на стабилизаторе—под главными нервюрами, где на каждой стороне стабилизатора образованы два пролета. У самолетов выпуска 1938 г ушки подкосов сделаны усиленными.

На конце подкосов ввернут вильчатый болт, позволяющий регулировать их длину при установке стабилизатора на фюзеляж

Задние подкосы длиннее передних, соответственно сужению хвостовой части фюзеляжа, и имеют регулировочные болты на обоих концах, тогда как на переднем подкосе имеется только один регулировочный болт на верхнем конце

Киль

Киль является органом путевой устойчивости и позволяет самолету самостоятельно сохранять приданное ему направление полета. Если самолет в полете отклонится в сторону (например, из за порыва ветра), то киль, восприняв давление воздуха своими боковыми стенками, будет стремиться вернуть самолет к прямолинейному полету. Киль противодействует стремлению самолета «рыскать» в сторону и сбиваться с курса.

Киль поставлен неподвижно и расположен точно в плоскости продольной оси симметрии самолета. Он состоит из одного лонжерона (замыкающей стойки), поставленного вертикально, другого лонжерона, поставленного наклонно, трех нервюр, стрингеров и обшивки (из фанеры и материи) (рис. 65).

Изменять положение киля ни в полете ни на земле перед полетом нельзя, так как лонжерон киля является одновременно замыкающей стойкой фюзеляжа

Передняя часть киля образована наклонно поставленным лонжероном, закрытым обшивкой из переклейки. На нижнем конце этого лонжерона надета стальная обжимка, служащая в качестве переднего узла крепления к фюзеляжу.

Вертикальный лонжерон киля сделан в виде сплошного бруска. Нижняя часть этого лонжерона связывает фермы задней части фюзеляжа, а верхняя — крепит детали киля.

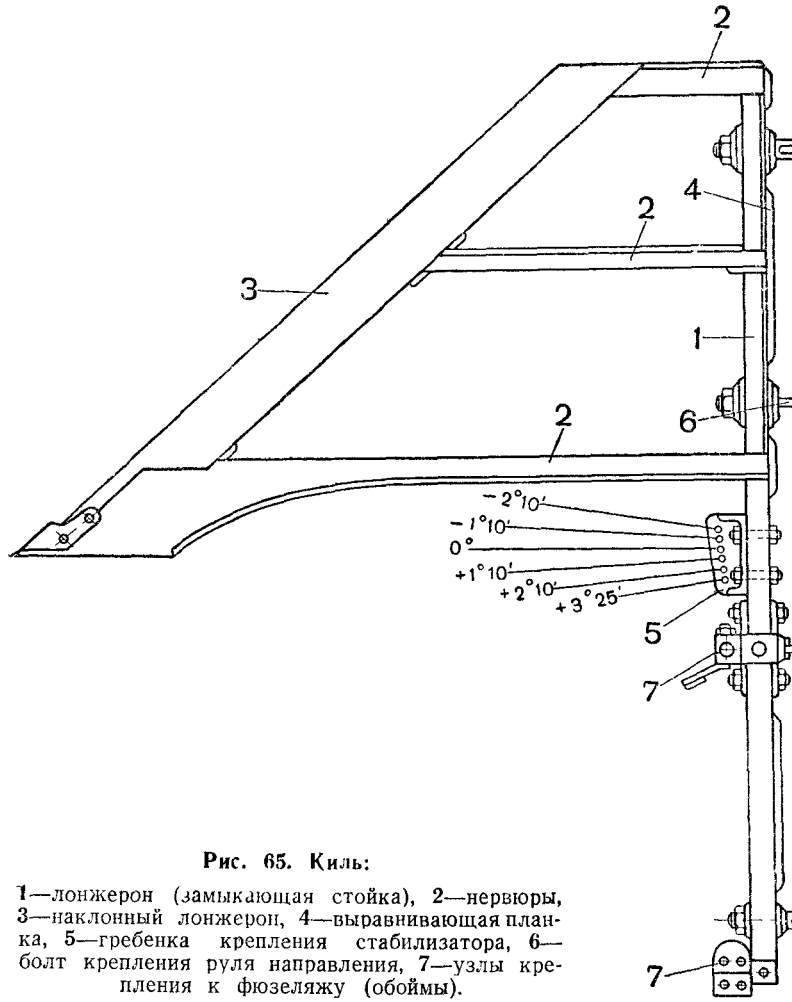


Рис. 65. Киль:

1—лонжерон (замыкающая стойка), 2—нервюры, 3—наклонный лонжерон, 4—выравнивающая планка, 5—гребенка крепления стабилизатора, 6—болт крепления руля направления, 7—узлы крепления к фюзеляжу (обоймы).

Наклонный и вертикальный лонжероны соединены между собой тремя горизонтальными нервюрами, образующими форму профиля киля. Нижняя нервюра составляет основание киля и сделана поэтому более широкой, в верхней части киль имеет как бы срезанную форму; это сделано для прохода над килем компенсатора руля направления.

Для присоединения к фюзеляжу на нижней части вертикального лонжерона киля надеты две обоймы, служащие узлами крепления. Верхний узел несет на себе расчалки последнего пролета фюзеляжа; нижний узел несет на себе не только противоположные расчалки того же пролета, но и крепит задние подкосы стабилизатора.

К вертикальному лонжерону киля подвешен руль направления. Крепление его осуществлено посредством четырех шарниров такого же устройства, как и у рулей высоты.

Работа деталей органов управления

Работа командных рычагов, кабанчиков и других мелких деталей. Ручка управления испытывает поперечный изгиб, причем наибольший в том месте, где происходит вращение ручки. Сила, вызывающая этот изгиб, приложена на рукоятке ручки. Поэтому ручка управления изготовляется с большим запасом прочности.

Рычаг ножного управления также испытывает изгиб, особенно большой в месте крепления его на оси вращения. Каждый ножной рычаг в месте приложения усилий испытывает нагрузку бо́льшую, чем рычаг ручного управления. Опорная и поперечная трубы работают на скручивание.

Тяги работают на растяжение, на сжатие и на продольный изгиб. Изгиб особенно значителен для передаточной трубы к управлению рулями высоты.

Кабанчик работает на изгиб, величина которого является наибольшей у места его крепления на руле, вследствие чего все кабанчики делаются в нижней части шире и прочнее.

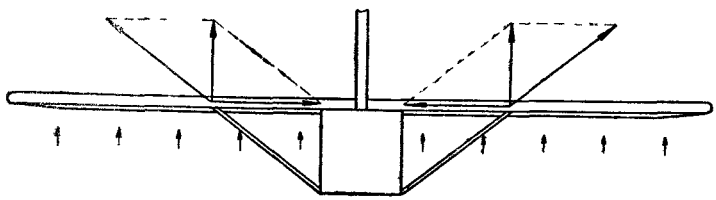


Рис. 66. Работа стабилизатора под действием подъемных сил.

Мелкие детали креплений (сережки и ушки) в большинстве случаев подвергаются растягивающим усилиям, вызывающим их овализацию (удлинение отверстий их в направлении постоянного действия усилий растяжения) и опасность разрыва при сильном износе шарниров.

Работа частей хвостового оперения. Особенно большие нагрузки в частях хвостового оперения возникают при действии рулями.

Работа стабилизатора под действием сил лобового сопротивления будет аналогична работе крыла под действием этих сил.

От подъемных сил в полете подкосы стабилизатора работают на сжатие и растяжение, в зависимости от отклонения руля высоты. Лонжероны стабилизатора на участках между подкосами и фюзеляжем испытывают сжатие, если руль высоты опущен, и растяжение, если руль высоты поднят. На консольной части лонжероны стабилизатора работают только на изгиб (рис. 66).

Усилия изгиба, воспринимаемые стабилизатором, меньше тех, которые испытываются крыльями, поэтому лонжероны стабилизатора делаются облегченного типа. При действии рулями высоты задний лонжерон стабилизатора также испытывает изгиб в местах его крепления.

Лонжероны рулей, как и лонжероны элеронов, работают главным образом на скручивание. Значительное скручивание испытывает

лонжерон руля направления вследствие того, что кабанчик руля смещен от середины лонжерона книзу Поэтому этот руль вверху имеет компенсированную часть

Особое внимание следует обращать на нагрузки, возникающие в частях хвостового оперения в случаях резкой работы рулями Резкие движения рулями вызывают большие нагрузки не только на самые рули, но и на фюзеляж и крылья

Особенность нагрузок хвостового оперения заключается в том, что они воспринимаются от сил, действующих в разных направлениях: от работы рулей высоты — вверх и вниз и от работы руля направления — вправо и влево

Ввиду значительности усилий, испытываемых хвостовым оперением, последнее строится с большим запасом прочности не меньшим, чем для крыльев и фюзеляжа

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1 Какие шарниры и где имеются в управлении самолетом?
2 Благодаря какому устройству можно менять положение педалей в зависимости от длины ног летчика?
3 Сравните преимущества и недостатки тросовой и проволочной проводки управления
4 Почему для управления элеронами применена тросовая проводка, а рулями — проволочная?
5 В каких местах проводки управления элеронами поставлены ролики?
6 Будет ли осуществляться управление элеронами в случае обрыва верхних перекатных тросов?
7 К чему и сколькими болтами укреплен стабилизатор?
8 Почему на передних подкосах стабилизатора вильчатые болты имеются на одном конце, а на задних подкосах они устроены на обоих концах?
9 Почему профиль стабилизатора сделан симметричным, тогда как крылья имеют несимметричный профиль?
10 Почему компенсатор в управлении самолетом сделан только на руле направления?
11 С какой целью рули высоты и элероны подвешены на трех креплениях, а не на двух?
12 Какие усилия возникают в лонжеронах рулей при их вращении?
13 Каково назначение вертикального лонжерона киля?

ГЛАВА V

ОРГАНЫ ПРИЗЕМЛЕНИЯ

Органы приземления самолета У-2 состоят из шасси и хвостовой опоры — костыля

Шасси

Назначение шасси самолета — обеспечить посадку и передвижение самолета по земле

Основу шасси составляет полужесткое соединение оси, подкосов и расчалок

Шасси самолета У-2 отличается простотой и прочностью, что весьма важно, если учесть, что начинающие летать нередко совершают грубые посадки, которые вызывают значительные нагрузки

в деталях шасси Характер и величина этих нагрузок приводят к тому, что ни одна часть самолета У 2 не подвергается так часто ремонту или замене отдельных деталей, как шасси Вот почему шасси должно обладать необходимым запасом прочности и в то же время наименьшим весом

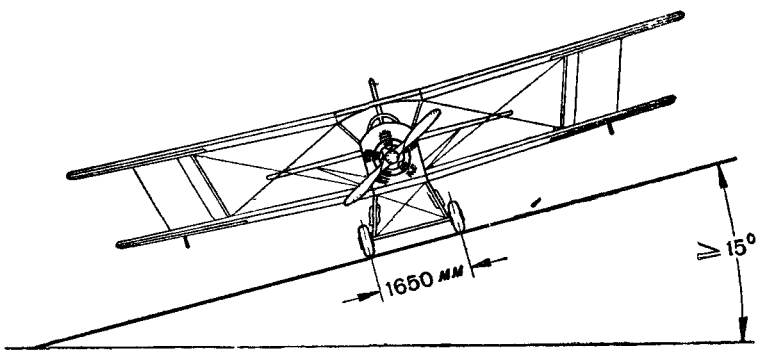


Рис. 67. Разнос колес шасси.

Кроме этого шасси каждого самолета должно обеспечивать хорошую устойчивость самолета на земле. Это необходимо во избежание опрокидывания самолета на нос или сваливания на крыло, что особенно важно для самолета У-2, потому что при обучении полетам уделяется исключительное внимание умению выдерживать самолет при разбеге на земле

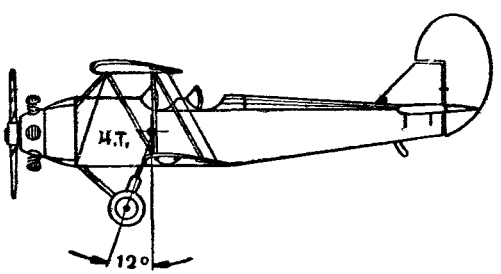


Рис. 68. Вынос шасси вперед относительно центра тяжести.

В поперечном отношении устойчивое положение самолета достигается разносом колес на такое расстояние, которого достаточно, чтобы самолет не испытывал резких покачиваний на крылья и был вполне устойчивым на поверхности, наклоненной к горизонту под углом в 15° У самолета У-2 расстояние между колесами равно 1 650 мм, что составляет около 15% от общего размаха самолета, это расстояние в достаточной мере обеспечивает его устойчивость на земле (рис. 67)

В продольном отношении, во избежание капотирования[1] самолета, шасси вынесено вперед относительно центра тяжести. Этот вынос образует так называемый «угол капотирования», составленный между перпендикуляром, опущенным из центра тяжести самолета, и прямой, соединяющей этот центр с осью шасси при положении самолета в линии горизонтального полета. Этот угол равен 12° (рис. 68).

Если бы колеса были вынесены еще больше вперед, то хвостовая часть самолета оказалась бы перегруженной, что вызвало бы «рысканье» самолета при рулении и разбеге. Невыгодно относить шасси и чрезмерно назад, так как при этом у самолета возникает тенденция к капотированию.

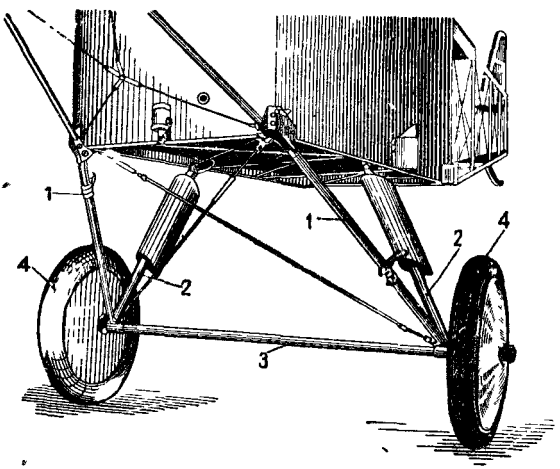


Рис. 69. Общий вид шасси:

1—передние подкосы, 2—задние подкосы с амортизаторами, 3—ось, 4—колеса

По высоте шасси должно быть поставлено так, чтобы конец лопасти винта, установленного вертикально при положении самолета в линии горизонтального полета, находился от земли не менее чем на 300 мм; у самолета У-2 эта величина равна 430 мм, а при стоянке самолета на колесах и костыле — 730 мм.

Одним из характерных отличий шасси самолета У-2 является применение шарнирных креплений.

В местах соединения шасси с фюзеляжем поставлены шарнирные узлы крепления, которые допускают вращение подкосов в двух плоскостях, создавая возможность небольших угловых отклонений. Соединение подкосов шасси с осью также сделано шарнирным.

---

[1] Капотирование — перевертывание самолета на земле через головную часть при посадке или взлете.

В конструктивном отношении шасси отличается простотой, допуская легкую и быструю разборку. Каждая часть шасси может быть заменена на месте, без специальных приспособлений.

Части шасси. Шасси самолета У-2 состоит из передних подкосов, задних подкосов с амортизаторами, оси, колес (лыж), расчалок и мелких деталей соединений (рис. 69).

По форме и положению шасси строго симметрично относительно продольной оси самолета; парные части его (левой и правой сторон) между собой не только одинаковы, но и взаимозаменяемы.

Подкосы шасси расположены попарно с каждой стороны; на задних подкосах установлены резиновые амортизаторы.

Передний и задний подкосы поставлены под углом 49°50′.

Передние подкосы. Передние подкосы (рис. 70) изготовлены из стальной трубы сечением 37 × 40 мм. На концах подкосов приварены и вклепаны впотай стаканчики из стали в виде полых цилиндров с буртиками. Стаканчики для повышения прочности при изготовлении хромируются.

На верхнем конце подкоса на наваренный внутренний стаканчик насажен наружный, заканчивающийся щеками. Для удержания наружного стаканчика изнутри подкоса поставлен болт, закрепленный гайкой; эта гайка расположена между щеками стаканчика. Наружный стаканчик может вращаться в подкосе, обеспечивая возможность весьма простой его замены при износе.

На нижнем конце подкоса имеется только один стаканчик, заканчивающийся разрезом в виде двух щек, служащих для присоединения к ушку муфты оси.

На самолетах выпуска 1938 г. стаканчики имеются только на верхних концах подкосов, внизу стаканчики заменены слесарной заделкой развилки из материала самой трубы, с последующей сваркой.

Своей верхней частью передние подкосы прикреплены ко вторым узлам на лонжеронах фюзеляжа. Соединение подкосов шасси с фюзеляжем сделано нежестким. На каждом переднем подкосе укреплены подножки из стальных трубчатых обрезков.

Задние подкосы. В отличие от передних подкосов, служащих для подвески оси с колесами к фюзеляжу, задние подкосы имеют приспособление для шнуровой резиновой амортизации, предназначенной для поглощения удара при посадке.

В соответствии с этим задний подкос (рис. 71) сделан не из цельной трубы, как передний, а из разрезной. Он состоит из двух телескопически связанных между собой труб, входящих одна в другую и допускающих передвижение нижней подвижной части подкоса вдоль неподвижной верхней.

На верхней части подкоса при помощи приварных бужей поставлена верхняя траверса[1], образующая основание амортизационного приспособления. Она является неподвижной частью заднего подкоса. Неподвижна также и нижняя траверса, соединенная с верхней при помощи двух направляющих труб.

[1] Траверса — поперечина.

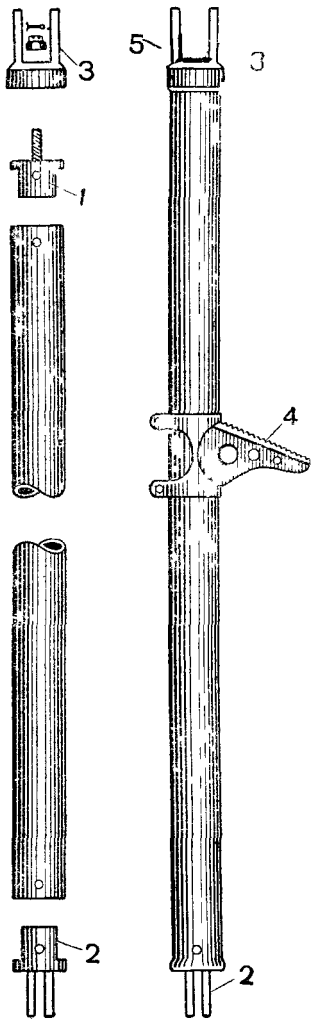


Рис. 70. Передний подкос шасси:

1—верхний стаканчик, 2—нижний стаканчик, 3—наружный вильчатый стаканчик, 4—подножка, 5—гайка

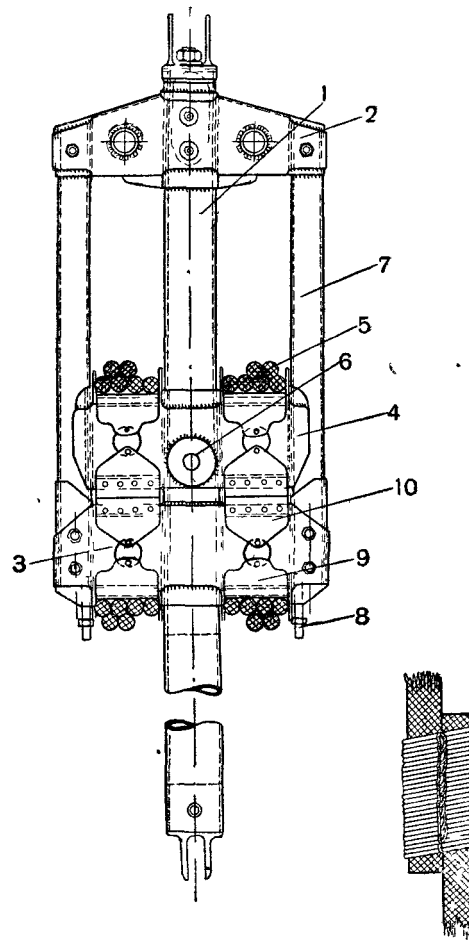


Рис. 71. Задний подкос шасси с амортизатором:

1—труба подкоса, 2—верхняя траверса, 3—нижняя траверса, 4—ползун, 5—амортизационный шнур, 6—отверстие для стопора, 7—направляющие трубы, 8—шпилька крепления обтекателя, 9—кожаная обтяжка, 10—резиновая подушка

Траверсы изготовлены из стальной обоймы (1,5 мм) с двумя отверстиями (для облегчения), имеющими отбортовку, чем достигается их бо́льшая жесткость.

Своими отверстиями посредине траверсы надеваются на трубу подкоса и привариваются к ней; верхняя траверса кроме того кре-

Подобно стойкам и подкосам шасси, кабан лыжи работает на сжатие. При развороте самолета на рулении он бывает нагружен сильнее, так как в нем возникают скручивающие усилия. Эти усилия особенно резки, если разворот происходит на месте, что может повлечь за собой поломку кабана. Поэтому, чтобы усилить кабан, между его основными подкосами поставлен наклонно добавочный подкос, устроенный одинаково с остальными, но имеющий меньший диаметр. По наклону среднего подкоса кабана различают правую и левую лыжи; у правой лыжи верхний конец этого подкоса снесен влево, а у левой — вправо.

Обтекатель лыжи. Верхней части лыжи придана обтекаемая форма.

Поверх полоза крепится каркас из нескольких стрингеров (продольных реек) и диафрагм (поперечных дужек), поставленных от носка лыжи до ее хвоста. Каркас обтянут переклейкой, образующей обтекатель.

Снаружи лыжа обтягивается полотном на эмалите и окрашивается в защитный цвет.

Подвеска лыжи. В передней и задней частях лыжи поставлены кронштейны с сережкой для присоединения системы подвески. Подвеска состоит из амортизатора с надставкой из проволоки и ограничителя, посредством которых лыжа крепится на самолете Различать правую и левую лыжи можно также по наклону сережки (верхний конец ее должен быть обращен к фюзеляжу).

Проволочный ограничитель удерживает лыжи в полете в случае обрыва амортизатора.

Размеры лыжи. По длине лыжа бывает в 4—7 раз больше, чем ее ширина (на самолете У-2 длина лыжи 2 200 мм, ширина — 334 мм).

Высота оси втулки лыжи должна равняться радиусу колеса, взамен которого ставится лыжа. Длина втулки лыжи должна быть не более длины втулки колеса.

Работа частей шасси

Работа фермы шасси. Подкосы, ось и расчалки в своем сочетании образуют полужесткую расчалочную ферму. Эту ферму можно регулировать в том случае, если будут ослаблены шарнирные крепления деталей шасси.

Нагрузки, воспринимаемые шасси в результате ударов, весьма значительны, особенно в случаях грубых посадок или посадок на неровную местность, когда самолет при движении по поверхности земли начинает подпрыгивать

Наличие шарнирных креплений обеспечивает возможность некоторых перемещений деталей фермы шасси в направлении удара

Величина же силы удара не бывает постоянно одинаковой; она зависит от ряда причин, например, от высоты, с которой совершается посадка, скорости, на которой она производится, веса самолета и т. п Таким образом, работа деталей шасси будет непосредственно зависеть от того, какого характера произведена посадка

на 3 точки (одновременно колесами и костылем) или на 2 точки (на колеса с последующим опусканием хвоста). Посадка на 3 точки носит название нормальной, и безукоризненное овладение ею является одной из самых главных задач в обучении полетам.

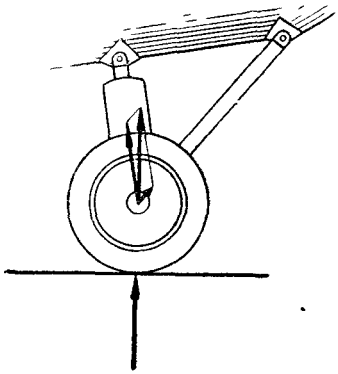


Рис. 84. Работа подкосов шасси при нормальной посадке (на 3 точки).

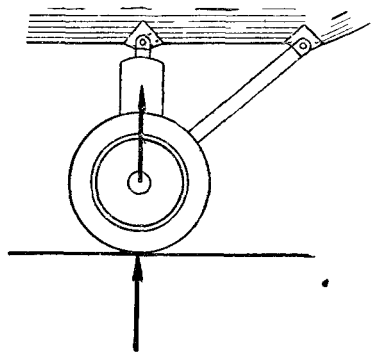


Рис. 85. Работа подкосов шасси при посадке на колеса (на 2 точки).

Рассмотрим действие сил на части шасси при посадке самолета и усилия, возникающие от ударных нагрузок.

При нормальной посадке (на 3 точки) направление силы реакции земли проходит между подкосами, ближе к заднему (рис. 84). При посадке на колеса (на 2 точки) сила удара чаще всего воспри-

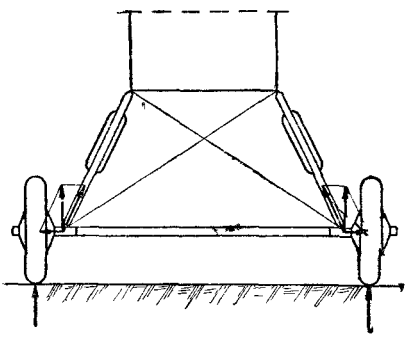


Рис. 86. Работа частей шасси при посадке на 3 или на 2 точки.

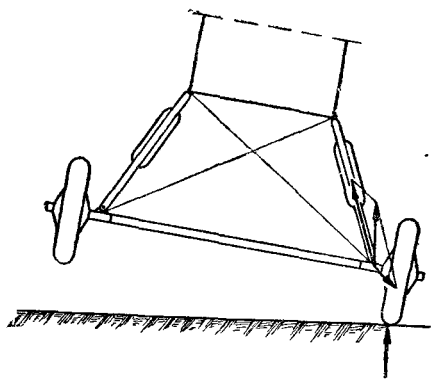


Рис. 87. Работа частей шасси при посадке на одно колесо.

мается целиком задним подкосом, чем и объясняется устройство на нем амортизации (рис. 85). Как видно из рисунков, подкосы шасси работают на сжатие.

Ось шасси работает на изгиб, как балка, укрепленная на двух опорах, и на растяжение, как распорка. Для производства нормаль-

ной посадки на 3 точки или на оба колеса (на 2 точки) на ровной поверхности расчалки не должны нагружаться от сил реакции земли (рис. 86). Нагруженными будут только подкосы и ось шасси.

При посадке на одно колесо, а также при посадке на неровную поверхность характер усилий в подкосах и оси не меняется по сравнению с условиями нормальной посадки, но при этом в момент удара расчалка, прикрепленная на узле, непосредственно воспринимающем удар (рис. 87), окажется нагруженной (растянутой). Эта расчалка может оборваться в первую очередь, даже если этот удар и не будет особенно значительным. Возникновение усилий растяжения окажется в этой расчалке потому, что верхний узел ее крепления (над колесом, не коснувшимся земли), является как бы точкой опоры, от которой эта расчалка стремится оторваться. Это происходит потому, что в момент удара этот узел как бы играет роль неподвижной детали.

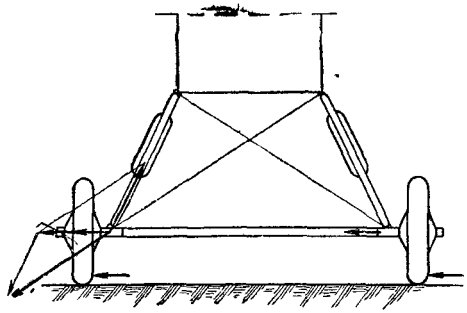


Рис. 88. Работа шасси при нагрузке на колеса сбоку.

Растягиваясь, расчалки воспринимают значительную нагрузку, удерживая от стремления сложиться к крыльям подкосы того колеса, которое приняло удар.

На резком развороте при рулении нагрузка на колеса будет приложена сбоку, вызывая одностороннее растяжение оси. Одновременного растяжения обеих расчалок в данном случае не будет; растягиваться будет только одна из них (рис. 88).

Костыль

На самолете У-2 в качестве хвостовой опоры применен костыль (рис. 89).

Костыль является не только хвостовой опорой, поддерживающей фюзеляж, но и тормозящим органом.

Устройство костыля. Костыль представляет собой двуплечий рычаг, на одном конце которого намотан резиновый амортизационный шнур. В состав костыля входят: колодка костыля, амортизация, поворотная (осевая) труба, упор, предохранительный трос и мелкие детали (рис. 90).

Колодка костыля склеена из ясеневых планок, выгнутых в распаренном состоянии. Для предохранения от раскалывания колодка костыля обматывается лентой на клею. У самолета выпуска 1936 г. колодка костыля сделана не из ясеня, а из переклейки.

Для лучшей сохранности костыля его головка обтянута кожей; в средней части костыль имеет стальную оковку, и таким же образом защищена его пятка. На оковку пятки для придания ей

большей прочности накладывается наружная стальная оковка из 5-мм листовой стали

Поворотная (осевая) труба. Основой крепления костыля служит поворотная труба, проходящая через верхнюю и нижнюю распорки последнего пролета фюзеляжа В отверстия, служащие для прохода этой трубы в распорках, вставлены стальные втулки

Поворотная труба, являясь опорой крепления костыля, создает возможность вращения костыля вокруг вертикальной оси Для усиления трубы изнутри ставятся стальной и ясеневый бужи Оба

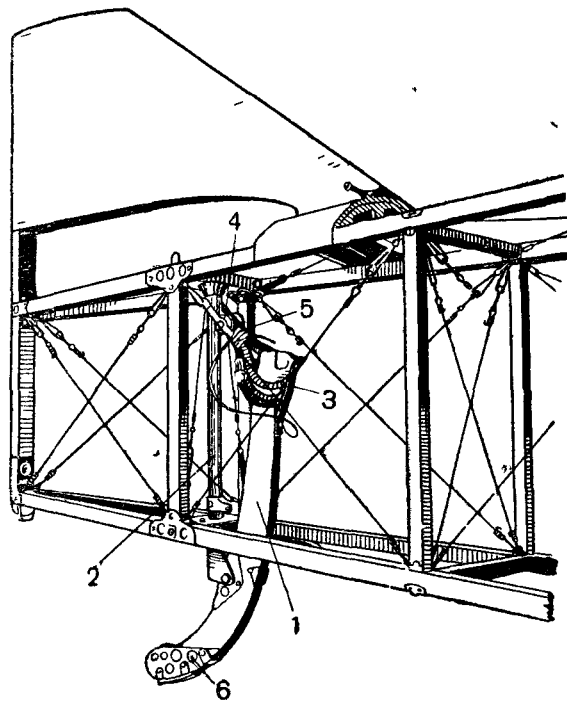


Рис. 89. Костыль и его крепление

1—колодка костыля, 2—поворотная труба, 3—скоба, 4—катушка, 5—амортизатор, 6—пятка костыля

конца поворотной трубы выходят наружу фюзеляжа и поставлены на подшипниках На верхний выступ трубы надевается двуплечий рычаг управления костылем (рис 91); на нижний конец насажен раструб с вилкой для соединения трубы с костылем при помощи болта, играющего одновременно роль оси вращения костыля Над раструбом на трубу надет упор костыля, изготовленный из стали, с кожаной подушкой Упор служит предохранителем против обратного толчка по костылю Для предотвращения сдвигов трубы по вертикали под верхним подшипником поставлено стопорное кольцо

Алюминиевая катушка служит упором для крепления амортизационного шнура, наматываемого на нее Катушка также удержи-

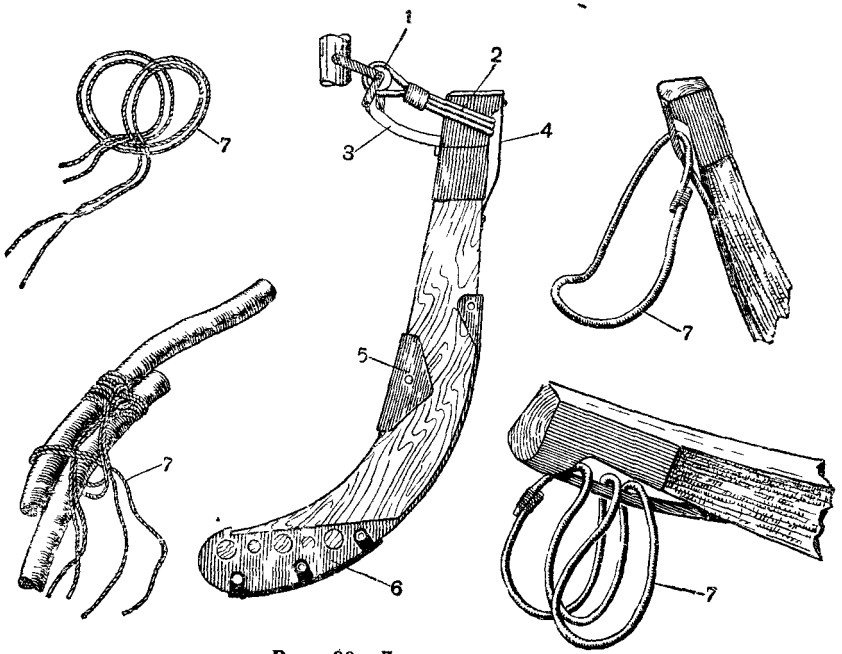


Рис. 90. Детали костыля

1—катушка 2—амортизатор, 3—предохранитель, 4—скоба, 5—втулка оси вращения костыля, 6—обойма, 7—намотка амортизации

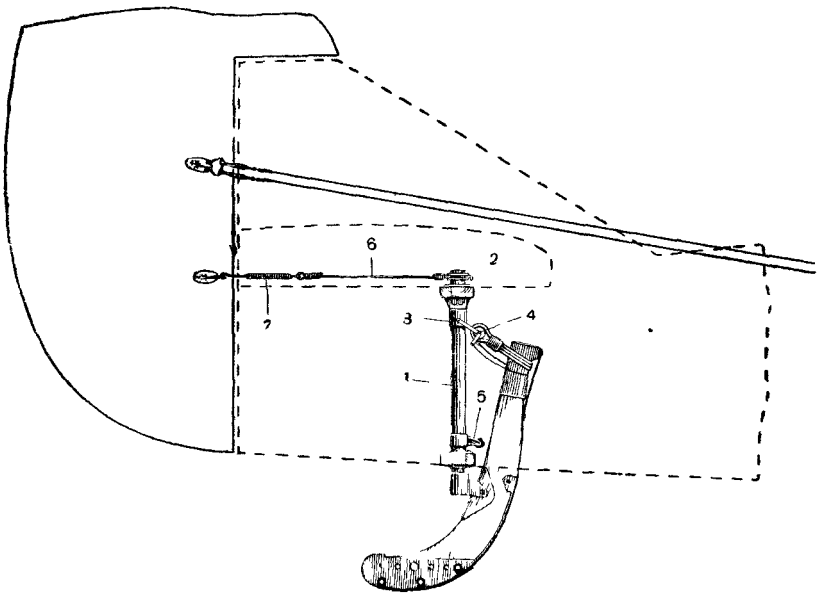


Рис. 91. Костыль с поворотной трубой:

ротная труба, 2—двуплечий рычаг, 3—стопорное кольцо 4 катушка, 6—проводка к рулю направления, 7—пружина проводки управлени костылем

вает головку костыля через стальную скобу, поставленную на этой головке спереди.

Для амортизатора применяется 13 мм резиновый шнур, который кладется в три витка общей длиной 1 550 мм. На случай обрыва амортизационного шнура от катушки к скобе пропущен 3-мм предохранительный стальной трос

Управляемость костыля. Костыль может поворачиваться в стороны вследствие вращения осевой трубы, приводимой в действие ее верхними рычагами К плечам рычага присоединяется проводка, связанная с проводкой руля направления Поперечные смещения костыля совершаются одновременно с движениями руля направления (имея одинаковое с ним направление) Кроме того костыль может вращаться на своей оси; это вращение совершается костылем при восприятии им ударов при посадке и при проходе его по неровной местности.

Костыль самолета У-2 управляем и включен своей проводкой в общую систему управления самолетом, что в значительной мере облегчает руление самолета Для того чтобы сохранить возможность управлять рулем направления даже и в том случае, если костыль будет почему-либо защемлен (например забит травой, грязью), в систему соединения костыля с рулем введены пружины Эти пружины помещены открыто, под стабилизатором. Пружины способствуют также погашению ударов, воспринимаемых костылем, во избежание передачи их на педали.

Нагрузка на костыль. Характер крепления костыля позволяет рассматривать его как подверженную изгибу балку, имеющую две опоры (одна опора — амортизационное крепление, вторая — ось вращения на поворотной трубе).

Величина изгиба различна и зависит от силы удара при посадке и способности амортизатора поглощать эти удары

Конструкция костыля самолетов выпуска 1938 г изменена Цель изменения — ликвидация имевших место в старой конструкции деформаций поворотной трубы, быстрого износа амортизации и пятки костыля С этой целью изменен башмак ушка вращения костыля, ушко отнесено в сторону, а на поворотной трубе ось вращения сделана в самой трубе. На головке костыля установлена вторая катушка. Пятка костыля уширена и сделана из твердой стали (рис 92 и 93)

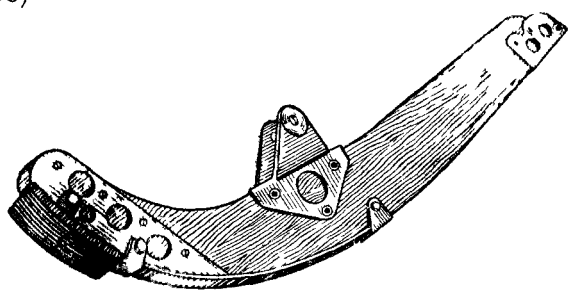


Рис. 92. Костыль самолетов выпуска 1938 г с новой пяткой и башмаком крепления.

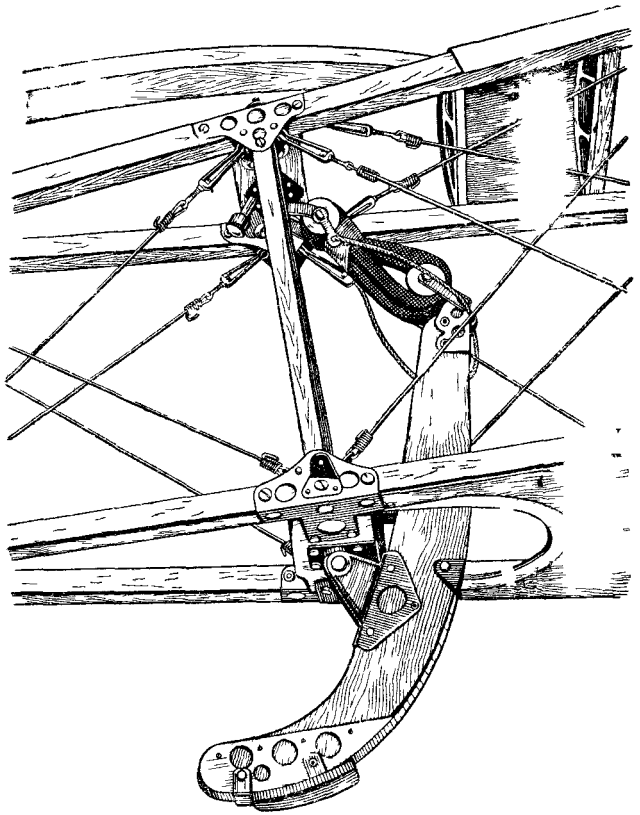


Рис. 93. Костыль, смонтированный на самолете выпуска 1938 г.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Как устроено крепление шасси к фюзеляжу?
2. Какое устройство имеют детали, соединяющие передние и задние подкосы?
3. Какими способами соединены между собой детали, образующие задний подкос шасси?
4. Каково взаимодействие частей заднего подкоса?
5. В каких местах, для чего и какая применяется резина в конструкции шасси?
6. Какие сравнительные преимущества имеют симметричные колеса, применяемые в конструкции шасси?
7. Какую роль в поглощении ударов, возникающих при посадке самолета, играют амортизация и пневматики?
8. Какую нагрузку получат части шасси, если летчик при рулении сделает крутой разворот?
9. Какая расчалка будет сильнее нагружена при посадке на одно колесо с большим креном?
10. Где в конструкции шасси имеются трущиеся части?
11. Какие места в конструкции шасси требуют особого наблюдения?
12. В каких местах конструкции самолета осуществляется вращение костыля?
13. Как устроено крепление поворотной трубы костыля?

ГЛАВА VI

ВИНТО-МОТОРНАЯ ГРУППА

Сочетание воздушного винта и мотора образует винто-моторную группу самолета В эксплоатационном же отношении в винто моторную группу включаются также системы бензо- и маслопитания, охлаждения, зажигания, карбюрации, а также подмоторная установка и капоты

Основные данные и характеристики мотора М-11

Авиационный мотор М-11 (рис 94), устанавливаемый на самолете У-2, — стационарного типа, четырехтактный.

Мотор имеет пять цилиндров, которые поставлены звездообразно в одной плоскости. Коленчатый вал мотора имеет правое вращение Вертикально стоящий цилиндр считается первым, а остальные — по вращению винта: второй, третий и т д

Степень сжатия мотора $E=5\pm0{,}1$.

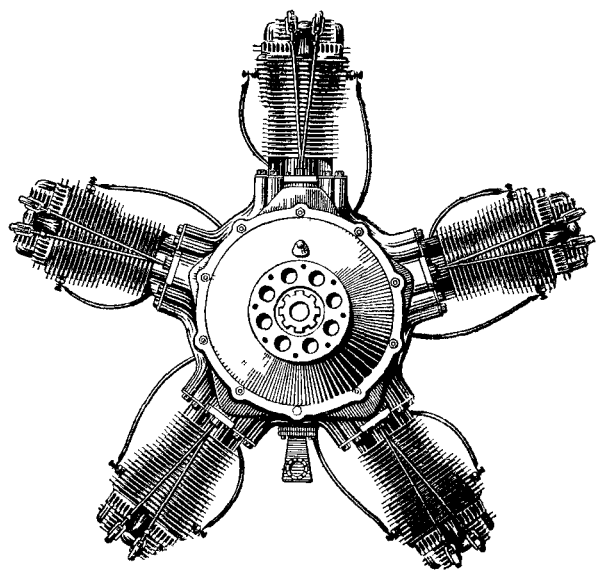


Рис. 94. Авиационный мотор М-11.

Диаметр цилиндра $D=125$ мм

Ход поршня $S=140$ мм.

Рабочий объем всех цилиндров (литраж) — 8,6 л.

Вес мотора с выхлопными патрубками и втулкой — 165 кг; этот вес взят «сухим», т. е в эту величину не входит вес масла и бензина.

Максимальная мощность — не ниже 110 л. с при 1 650—1 670 об/мин.

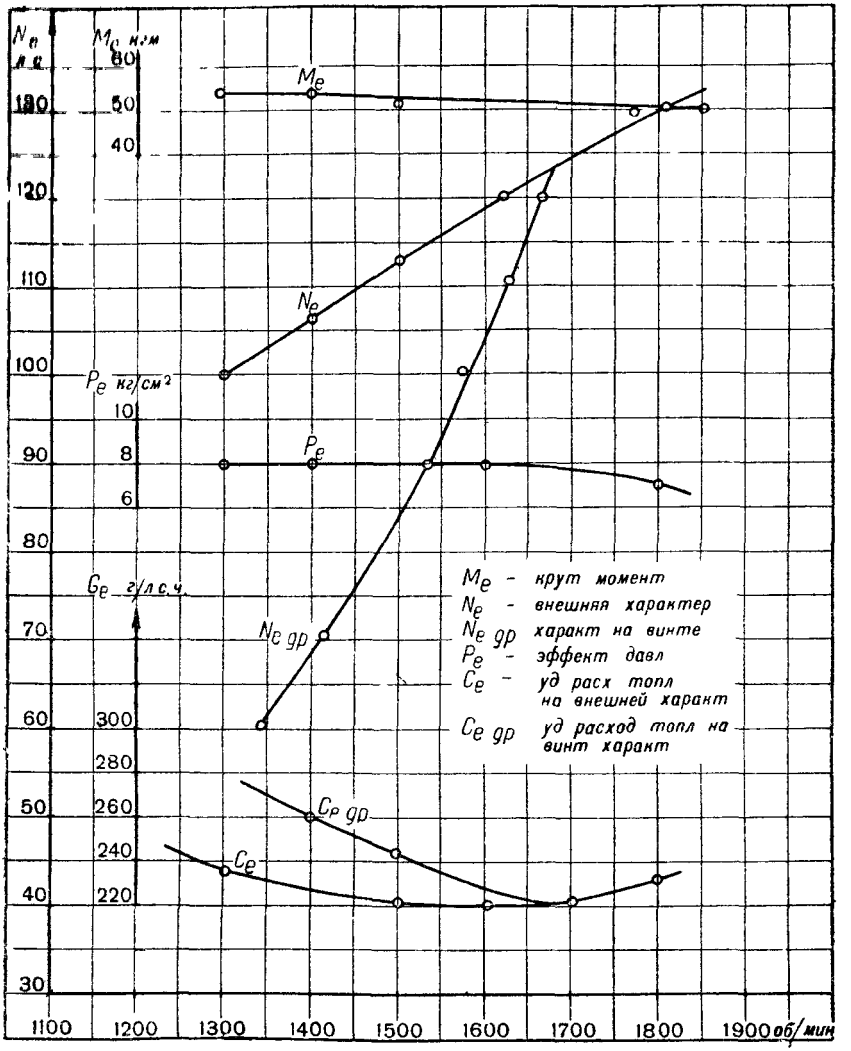


Рис. 95. Характеристики мотора М-11.

Номинальная мощность — 100 л. с. при 1 580—1 600 об/мин.

Эксплоатационная мощность — 90 л. с. при 1 520—1 560 об/мин.

Мотор имеет воздушное охлаждение.

Смазка производится циркуляционно, под давлением. Давление в масляной магистрали не ниже 4 и не выше 5 кг/см².

Расход масла — 20 г/л. с. ч.

Температура масла, входящего в двигатель, 40—70°

Температура масла, выходящего из двигателя, не ниже 50° и не выше 95°.

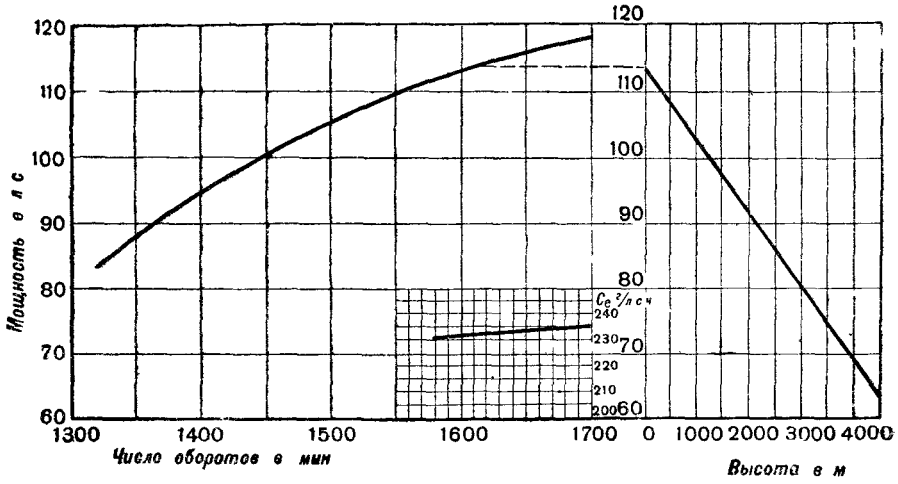


Рис. 95а. Наземная и высотная характеристики мотора М-11.

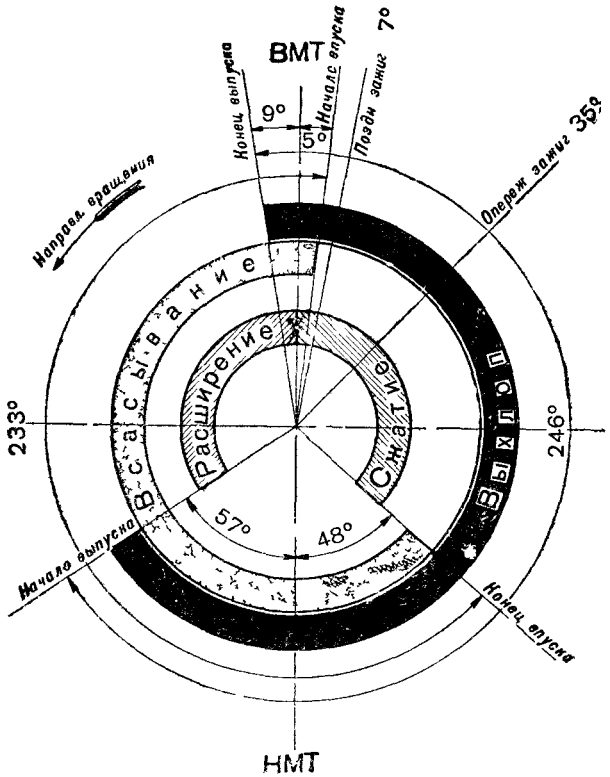


Рис. 96. Диаграмма газораспределения мотора М-11.

Горючая смесь подается сдвоенным карбюратором К-11.

Применяемое топливо — грозненский бензин удельного веса 0,700—0,720 при 15°.

Расход бензина — 250 г/л с ч (максимальный).

Зажигание — двойное, от двух рабочих магнето.

Порядок зажигания—по порядку работы цилиндров: 1—3—5—2—4.

Оба магнето — правого вращения.

Свечи — ЭСХ, по две на цилиндр.

Удельный вес мотора (т. е сухой вес мотора, приходящийся на 1 л с) — 1,60 кг/л с.

Удельная мощность (т. е мощность, приходящаяся на 1 кг веса мотора) — 0,66 л. с/кг.

Литровая мощность (т е мощность, приходящаяся на 1 л рабочего объема)—11,6 л с/л

Литровый вес (т е вес, приходящийся на 1 л рабочего объема) — 19,2 кг/л

Наземная и высотная характеристики мотора М-11 показаны на рис 95 и 95а

Фазы газораспределения мотора (диаграмму газораспределения см на рис 96)

Начало впуска — 5° до ВМТ.

Конец впуска — 48° после НМТ.

Начало выпуска — 57° до НМТ.

Конец выпуска — 9° после ВМТ.

Продолжительность такта всасывания — 233°.

Продолжительность такта выпуска — 246°.

Перекрытие клапанов — 14°.

Полное опережение зажигания—35° до ВМТ на такте сжатия.

Позднее зажигание —7—9°

На самолете У-2 ВС выхлопной коллектор крепится с правой стороны, на остальных машинах — с левой.

Воздушный винт

Воздушный винт служит для преобразования мощности мотора в силу тяги, необходимую для совершения полета. От качества винта зависит степень использования самолетом мощности мотора.

На самолете У-2 установлен деревянный двухлопастный винт тянущего типа с постоянным шагом (рис. 97)

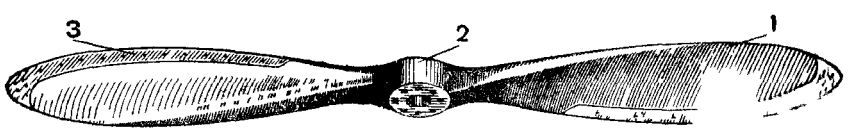


Рис. 97. Винт.

1—лопасть, 2—ступица, 3—оковка

Винт, как и коленчатый вал мотора, имеет правое вращение, т. е. вращается по часовой стрелке, если смотреть из кабины летчика в самолете.

По конструкции винт — с неизменяемым шагом, так как его жесткие лопасти неподвижны и ни в полете, ни перед полетом не могут быть переставлены.

Устройство винта. У винта различают среднюю часть, называемую ступицей, и лопасти.

Каждая из лопастей имеет наружную поверхность, называемую лицевой, и обратную ей рабочую поверхность, которой винт обращен к мотору. Лицевая поверхность имеет выпуклую форму, рабочая поверхность — плоскую

При помощи ступицы (называемой также матрицей), на которую насаживается втулка, винт скрепляется с мотором. Отбрасывая струи встречного потока воздуха, лопасти при своем вращении создают силу тяги.

По характеру работы и использования каждую из лопастей можно рассматривать подобно несущей поверхности Если сделать разрез лопасти винта по хорде, то видно, что форма ее сечения (профиль) отвечает форме дужки крыла.

В средней части (у ступицы) винт делается толще, с постепенным уменьшением его сечений к концам лопастей.

Передняя кромка лопасти винта делается более толстой и называется ребром атаки, в отличие от противолежащей ей задней кромки, которая делается тонкой

Ребро атаки на концах лопастей защищается оковкой из листовой латуни [1]. Это необходимо для того, чтобы предохранить винт от повреждений песчинками, землей, травой и пр. на взлете и от дождя и града в полете.

В латунной оковке сделаны разрезы для лучшего прилегания листового материала.

Для выхода наружу воздуха, масла или влаги, могущих скопляться на концах лопастей под действием центробежных сил, в оковке сделаны вентиляционные отверстия

Латунная оковка накладывается не менее чем на $^2/_3$ по длине ребра атаки и крепится на заклепках с опайкой головок. Это делается для того, чтобы заклепки не выходили наружу поверхности лопастей и не портили профиля дужки

Изготовление винта. Винты изготовляются не из цельного деревянного бруска, а делаются склеенными из ряда досок, называемых дроками. На изготовление винтов для самолета У-2 идут ясень, дуб и бук; для замены какой-либо из этих пород применяется лиственница

Каждый винт состоит из семи дрок (толщина дроки 17—18 мм). Дроки склеиваются казеиновым клеем, после чего выдерживаются под прессом При склейке дроки накладываются друг на друга веерообразно, для того чтобы рационально использовать материал при постройке винта.

---

[1] Латунь — сплав меди и цинка

Средние дроки ставятся из ясеня; дуб и бук идут главным образом на внешние дроки.

Постройка из нескольких полос дерева позволяет винту лучше противостоять короблению.

Первоначальная обработка склеенных дрок производится топором, чтобы придать винту общие контуры. С помощью копирного станка, путем механической обработки, производится дальнейшая его отделка.

После обработки на станке проверяется правильность сечений шага винта по шаблонам и чертежам в шести местах лопасти.

После проверки винт обтягивается полотном на клею, причем ступица винта материей не оклеивается. Дальнейшей операцией является проведение глазировки винта — пропитывание его составом, предохраняющим от проникания влаги и возможности загнивания.

После глазировки производятся наложение оковки с припайкой заклепок, шпатлевка (дважды), покраска, просверливание отверстий для надевания втулки и лакировка.

Винты окрашиваются масляной краской и покрываются масляным лаком. Лакировка необходима для лучшего обтекания и предохранения винта от проникания влаги внутрь материала. Поверхность винта должна быть совершенно гладкой и начисто отполированной

На самолетах выпуска 1938 г. винты покрыты твердым покрытием. Твердое покрытие выполняется нанесением особым способом на лопасти винта целлулоидной пленки с последующей обработкой и отделкой нитролаками. Твердое покрытие более стойко против атмосферных влияний и лучше предохраняет лопасти винта от механических повреждений, чем обычная окраска.

Присадка винта. По изготовлении винт идет на присадку (проверка симметрии винта, его шага, геометрических размеров), при которой добиваются полного соответствия лопастей по весу, форме и размерам.

Точное уравновешивание лопастей винта служит одной из гарантий равномерной и плавной его работы после установки на самолет

Если весовая симметрия винта будет нарушена, то при работе на самолете вал мотора получит одностороннюю нагрузку, винт будет бить. Неравномерная работа винта вызовет тряску и расшатывание креплений головной части фюзеляжа.

Проверка весовой симметрии винта производится с помощью балансирного станка (эквилибратора). Если одна из лопастей тяжелее, то она опустится вниз. Разница в весе лопастей допускается не более 20 г.

Появление трещин, выкрашивание дерева, повреждения материи и окраски, коробление и т. п. не должны допускаться, так как все это может вызывать биение винта, как результат потери его весовой или геометрической симметрии.

Другой причиной биения винта может быть неправильная его установка относительно плоскости вращения винта, которая должна быть перпендикулярна оси вала мотора. Для проверки правильности установки винта определяется, будет ли каждая ло-

пасть винта одинаково подходить к проверочной линейке; разница в положении лопастей по отношению к линейке допускается не более 2 мм (рис. 98).

Наличие большего зазора между линейкой и лопастью указывает на необходимость подложить прокладки (из латуни) под фланец [1] втулки винта.

Марка винта. Снаружи на ступице выбивается так называемая «марка винта», которая содержит следующие сведения: тип самолета и мотора, для которых предназначен винт; диаметр, шаг и вес винта; число, месяц и год выпуска; название завода; номер винта.

Винт самолета У-2 имеет диаметр $D = 2{,}4$ м; шаг $Ш = 1{,}524$ м. На винтах ставится клеймо ЯДБ (ясень, дуб, бук) или сочетание других букв, обозначающих название пород дерева, пошедших на изготовление данного винта.

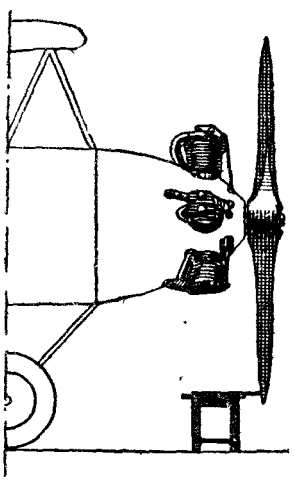


Рис. 98. Проверка установки винта.

Вес винта, в зависимости от подобранных в нем пород, равен 9—12 кг.

Высокий коэфициент полезного действия получается у винта главным образом за счет тщательного подбора его к самолету и мотору. Однако для сохранения высокого коэфициента полезного действия необходима и весьма бережная его эксплоатация.

Устройство втулки винта. Соединение винта с мотором производится при помощи втулки. Втулка, вставляемая в отверстие ступицы винта, требует индивидуальной пригонки на носке вала. Поэтому при отправке мотора в ремонт за ним должна быть сохранена его втулка. Для этого на фланце втулки выбивается номер мотора, к которому она пригнана. Таким образом, втулку следует рассматривать как самостоятельную составную часть мотора.

Втулка состоит из стальной трубы, составляющей одно целое с дисковым фланцем. На фланце имеются отверстия для прохода болтов. Втулка крепится к винту восемью болтами, причем дисковый фланец должен быть обращен к мотору.

После того как втулка будет подогнана к винту, накладывается ее наружный диск (передний съемный фланец), служащий для затяжки винта на втулке.

Болты снаружи затягиваются корончатыми гайками и шплинтуются.

После насадки на втулку винт ставится на носок коленчатого вала. Положение втулки на валу фиксируется шпонкой, залегающей в шпоночных канавках между валом и внутренней поверхностью втулки.

---

[1] Фланец — закраина трубы; плоское кольцо.

Для лучшего прилегания втулка винта притирается к носку вала мотора; при установке винта на вал мотора втулка смазывается графитовой мазью, в качестве меры, предохраняющей от пригорания.

Для закрепления втулки на конец носка вала навертывается наружная зажимная гайка, контрящаяся при помощи пластинки, накладываемой поперек гайки. Концы контровой пластинки затягиваются контровой проволокой.

Работа частей винта. Усилия, развиваемые при работе винта, неодинаковы по всей его длине. Учет этих усилий весьма сложен, вследствие того что напряжения, возникающие у винта, вызываются весьма сложными условиями его работы.

Винт испытывает скручивание и изгиб от воздушных сил, причем изгиб действует как в плоскости вращения винта (от сил лобового сопротивления), так и по направлению силы тяги (от подъемной силы, развиваемой дужкой лопасти при вращении винта).

Центробежные силы, достигающие огромных величин, вызывают растяжение, изгиб и скручивание лопастей.

Величина тяги винта зависит от числа оборотов вала мотора. С увеличением числа оборотов увеличивается тяга, которая ведет к увеличению нагрузки на лопасти винта.

Наибольшие напряжения испытывает винт при работе мотора на полном числе оборотов и на максимальной скорости, особенно на земле, когда угол атаки лопастей и тяга винта максимальные. Поэтому запрещается злоупотреблять длительной работой винта на полных оборотах при пробе мотора перед полетом.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Дайте полную характеристику винта, применяемого на самолете У-2
2. Из каких пород дерева строится винт?
3. Почему в средней части винт сделан толще?
4. Для чего винт обтягивается материей?
5. Входит ли втулка в состав частей самолета или мотора?
6. Для чего необходима шпонка?
7. Как стразится на работе мотора неравенство лопастей в весовом отношении?
8. Производится ли какой-либо ремонт винтов в ангарной обстановке?
9. Что такое биение винта и как оно устраняется?

ГЛАВА VII

ПОДМОТОРНАЯ УСТАНОВКА

Конструкция подмоторной установки самолета У-2 (рис. 99) является прочной, легкой и простой. Детали в подмоторной установке расположены так, что легко доступны для осмотра и обслуживания. Так как мотор М-11 установлен на высоте среднего роста человека, моторная установка легко допускает замену агрегатов, монтированных под капотом в передней части самолета. Ось винта при стоянке самолета с опущенным хвостом на костыле расположена от земли на 1 990 мм и при положении его в линии полета на 1 630 мм. Ось мотора расположена на одной оси с фюзеляжем.

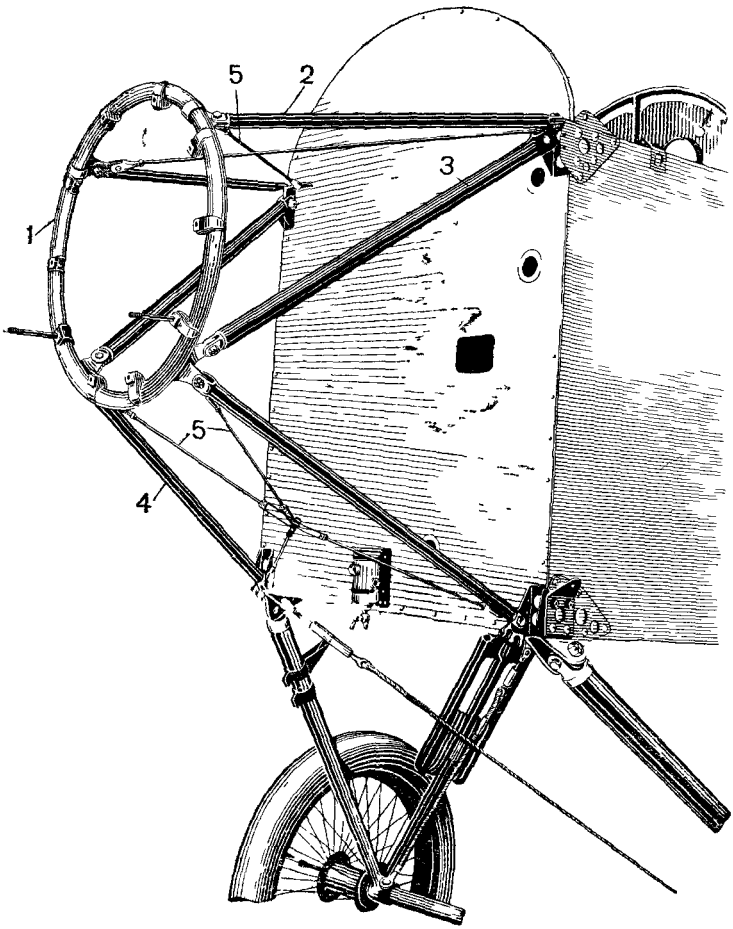


Рис. 99. Общий вид подмоторной установки:
1—рама-кольцо, 2—верхний подкос, 3—средний подкос, 4—нижний подкос, 5—расчалки

Устройство подмоторной установки

Подмоторную установку можно разобрать на отдельные части, разъединив крепления, соединяющие их вместе. Поэтому каждую часть ее можно легко заменить в случае износа или повреждения.

Моторная рама-кольцо. Основной частью подмоторной установки является кольцо из стальной трубы, выполняющее роль моторной рамы. Концы этого кольца сварены встык. Мотор крепится к раме 10 болтами на равных расстояниях. Для усиления моторной рамы в тех местах, где проходят болты, приварены кронштейны. Снаружи на моторную раму надевается алюминиевое кольцо с люверсами для прохода проводов зажигания. Это кольцо закрывает про-

нер между кольцом моторной рамы и прилегающим к нему кар тером мотора.

Подкосы подмоторной установки. В подмоторной установке имеется шесть подкосов. Одним своим концом подкосы присоединены к фюзеляжу и крепятся на передних узлах лонжеронов фюзеляжа, а другим — на моторной раме.

Присоединение подкосов к моторной раме [illegible] слесарных местах, где [illegible] в виде хомутиков, охватывающих кольцо. Для закрепления нижних подкосов в раме сделаны прорези для заделки ушков.

В системе подкосов можно различать верхние, средние и нижние подкосы. Каждый подкос изготовлен из стальной трубы. На концах прикреплены стальные наконечники в виде вильчатых щек для крепления подкосов.

Верхние подкосы, идущие от верхних узлов на фюзеляже, поставлены с небольшим наклоном вниз. От этих же узлов, по диагонали к нижней части моторной рамы, поставлены средние под-

Рис. 100. Подкос моторной рамы слесарной заделки самолетов выпуска 1938 г.

косы. В месте присоединения к моторной раме средних подкосов крепятся также и нижние подкосы. Нижние подкосы поставлены с наклоном вверх от нижних узлов фюзеляжа. Таким образом, средние подкосы осуществляют связь между верхними и нижними подкосами.

Расчалки. Нижние подкосы связываются между собой при помощи четырех 6-мм спицевых расчалок с тандерами на концах, присоединяемых к общему среднему узлу; расчалки создают полужесткое крепление нижних подкосов. Расчалки должны быть с помощью тандеров отрегулированы так, чтобы узел их соединения был расположен строго в плоскости симметрии самолета.

Средние подкосы имеют больший диаметр, чем подкосы верхнего пояса.

В плоскости верхних подкосов для жесткости поставлены расчалки в виде лент.

На самолетах выпуска 1938 г. подкосы моторной рамы не имеют вклепанных вильчатых стаканчиков; вилка сделана из материала самой трубы слесарной заделкой и автогенной сваркой (рис. 100).

Нагрузки на подмоторную установку

Характеризуя работу подмоторной установки, необходимо учитывать, что она испытывает нагрузки главным образом от веса винто-моторной группы. Нагрузки от силы тяги винта менее значительны. Большое значение нагрузок в работе частей подмотор-

ной установки от веса винто моторной группы объясняется тем, что при фигурных полетах и во время посадки возникают дополнительные перегрузки Влияние нагрузок от работы винта становится ощутительным и вредным в тех случаях, когда винт неуравновешен, бьет и работает неправильно.

Наблюдая за работой мотора и состоянием подмоторной установки, необходимо следить за тем, чтобы не возникало вибраций, чрезмерно расшатывающих подмоторную установку Кроме того при конструировании подмоторной установки важно обращать внимание на то, чтобы подмоторная установка обладала прочностью и надежностью по отношению ко всяким случаям положения самолета в воздухе, поскольку сила тяжести от веса мотора всегда направлена вниз.

В нормальном полете верхние и средние подкосы работают на растяжение, нижние — на сжатие

Противопожарная перегородка

Подмоторная установка отделена от фюзеляжа специальной противопожарной перегородкой, которая сделана из двух склепанных кольчугалюминиевых листов толщиной 0,8 мм и прикреплена спереди фюзеляжа на шурупах к стойкам и распоркам На перегородке имеются вырезы и отверстия для прохода тяг управления мотором, бензо- и маслопроводки и других соединений по управлению мотором и контролю над работой

Перегородка предупреждает возможность проникания пламени внутрь фюзеляжа и изолирует бензиновый бак от мотора, она способствует также предохранению фюзеляжа от загрязнения и замасливания.

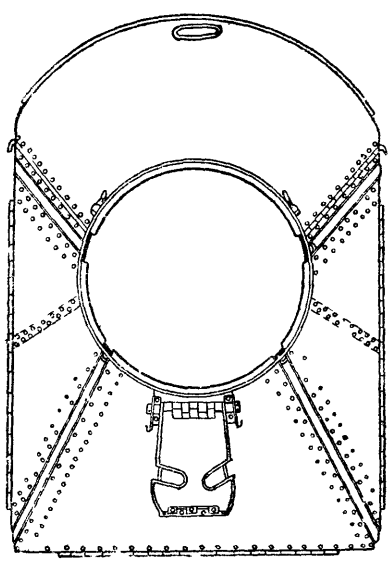


Рис. 101. Капот подмоторной установки.

Капот подмоторной установки

Подмоторная установка закрыта капотом (рис. 101) Капот придает удобообтекаемую форму головной части самолета. Кроме того он предохраняет подмоторную установку и детали, крепящиеся на ней, от попадания грязи и пыли и т. д., а также от срыва деталей в полете встречным потоком воздуха

Капот состоит из четырех листов: верхнего, нижнего и двух боковых; последние играют роль створок капота Листы капота изготовлены из 1-мм листового алюминия

Опорой для листов служат четыре швеллера[1] из кольчугалюминия, образующие каркас[2] капота.

Каждый лист капота имеет по краям наклепанные профилированные полосы из кольчугалюминия. Они поставлены для того,

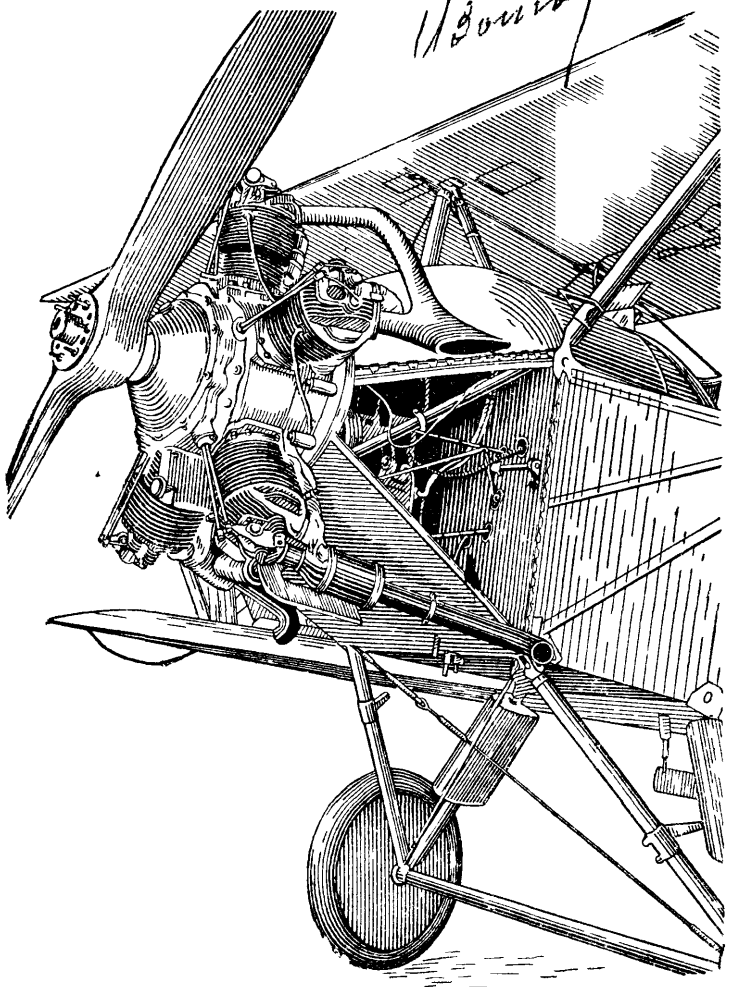


Рис. 102. Доступ к агрегатам мотора.

чтобы усилить места соединений листов между собой. Помимо того, у боковых листов для жесткости имеются добавочные усиливающие полосы тоже из кольчугалюминия, поставленные на заклепках.

[1] Швеллер — металлическая балка (полоса) с корытчатым сечением поверхности.

[2] Каркас — остов.

Верхний лист сделан с вырезом для горловины баков. Нижний лист имеет вырезы для прохода сережек крепления лыж, отверстия для спускных трубок маслопроводов, отверстие для сливной трубки бензина и большой вырез для обтекателя подогрева; этот вырез закрывается крышкой, которая крепится на шомполе из 2-мм стальной проволоки.

Нижний лист капота имеет вогнутость, так как в этом месте проходит патрубок подогрева карбюратора.

Крепление различных листов капота осуществляется по-разному. Верхний лист крепится шомполами и свободно лежит на верхних швеллерах каркаса. Боковые листы крепятся шомполами к первым стойкам фюзеляжа. Нижний лист крепится также шомполом к передней нижней распорке фюзеляжа. Примыкая к моторной раме, листы капота соединяются на ней своими краями, образуя форму головной части самолета. В тех местах, где створки прилегают к моторной раме, к ним подшит фетр для предохранения рамы от порчи. Капот открывается при помощи пружины.

Устройство капота просто и достаточно удобно, так как позволяет быстро провести осмотр мотора, его проводников, карбюратора, моторной рамы и всех приспособлений, имеющихся под капотом (рис. 102).

Снаружи и изнутри капот окрашен защитной краской.

В полете по положению капота, в зависимости от того, насколько он располагается выше или ниже горизонта, судят о положении фюзеляжа в отношении линии горизонта.

При неизменных оборотах коленчатого вала мотора перемещение капота вниз соответствует увеличению скорости, вверх — уменьшению скорости.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. В чем заключаются преимущества подмоторной установки на самолете У-2?
2. Какую роль играют расчалки в конструкции подмоторной установки?
3. Можно ли регулировать подкосы подмоторной установки?
4. Можно ли разобрать подмоторную установку на составные части?
5. Можно ли в подмоторной установке заменить один из поврежденных подкосов?
6. От каких нагрузок, главным образом, испытывают напряжение детали подмоторной установки?
7. Какие стержни подмоторной установки работают на растяжение в полете?
8. Как осуществляется крепление мотора к раме-кольцу?
9. Какую роль выполняет капот?
10. Можно ли одновременно раскрыть все листы капота на самолете У-2?

ГЛАВА VIII

БЕНЗОПИТАНИЕ

Наиболее простая система бензопитания (подача горючего самотеком) осуществлена на самолете У-2, для того чтобы оградить ученика от вынужденных посадок вследствие перебоев или прекращения подачи горючего.

Способ подачи горючего самотеком можно осуществить, если имеется достаточная разница (по высоте) уровней горючего в баке и карбюраторе. В конструкции самолета У-2 бензиновый бак расположен выше карбюратора на 450 мм.

В системе бензопроводки горючее от бака до мотора проходит по прямому бензопроводу, соединяющему бак с карбюратором.

В бак может быть залито 91 кг бензина (126 л). Расчетной же величиной бака считается 71 кг (100 л). Это количество бензина, соответствующее емкости бензинового бака первого эталона конструкции самолета У-2, заправляется в бак при испытаниях и сдаче самолета.

Расположение бензинового бака

Горючее по весу составляет относительно большой процент от общего веса самолета (на самолете У-2 более 10%). Естественно, что по мере расходования горючего уменьшается общий вес самолета, что отражается на его летных качествах. Поэтому при конструировании самолета весьма важно расположить бак таким образом, чтобы он находился вблизи центра тяжести самолета или даже был совмещен с этим центром.

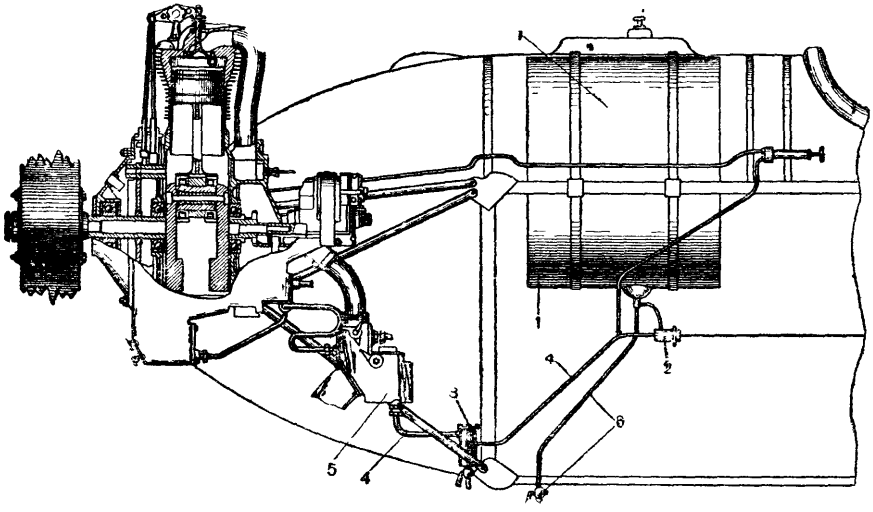


Рис. 103. Расположение системы бензопитания в самолете:
1—бензиновый бак, 2—бензиновый кран, 3—фильтр, 4—главная магистраль, 5—карбюратор, 6—сливная трубка с краном.

На самолете У-2 бак расположен впереди центра тяжести самолета (на расстоянии 594 мм между центром тяжести и серединой бака).

Бак помещен в первом пролете фюзеляжа, сзади противопожарной перегородки, благодаря которой бак не нагревается от работающего мотора (рис. 103), чем обеспечивается безопасность системы бензопитания в пожарном отношении.

Крепление бака. Бак подвешен в фюзеляже на продольных верхних лонжеронах с помощью двух пар кронштейнов. Он прикреплен к кронштейнам двумя стальными поясами (лентами). Каждый пояс состоит из четырех частей: двух верхних и двух нижних, соединяемых на лонжеронах фюзеляжа.

Так как пояса охватывают бак без натяжения, между ними проложены войлочные прокладки для смягчения давления поясов на стенки бака при грубых посадках. Чрезмерно плотное прилегание лент к баку может вызвать при ударах срыв его крепления.

На самолетах выпуска 1936 г. кронштейны устроены в виде стальных обжимок, охватывающих лонжерон, без пропуска через него болтов крепления. Крепление обжимок сделано при помощи стягивающих болтов, проходящих с внутренней стороны каждого лонжерона.

Для проверки прочности бака, в особенности на случай износа его при тряске, производятся специальные 50-часовые испытания бака на вибрационном станке.

Устройство бака

Бак (рис. 104) изготовлен из оцинкованного листового или луженого железа толщиной 0,6 мм. Боковинам его придана выпуклая поверхность, создающая сферическую форму бака. Такая форма бака обеспечивает меньшую вибрацию его стенок (отсюда и меньшую его деформацию) при эволюциях самолета.

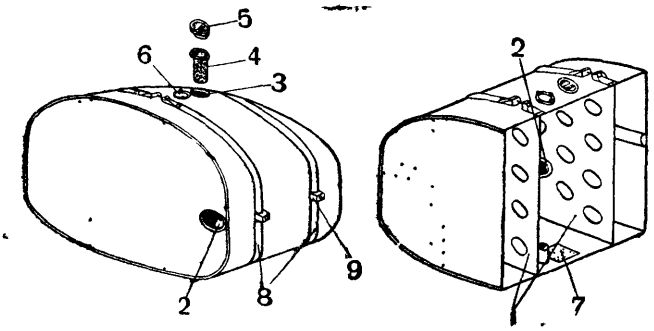


Рис. 104. Бензиновый бак:

1—перегородки, 2—отверстие для подкоса, 3—горловина, 4—фильтр, 5—пробка, 6—отверстие бензиномера, 7—сетка отстойника, 8—пояса крепления, 9—кронштейн крепления к лонжеронам

На верхней части бака припаяна латунная пластинка с выбитыми на ней цифрами, указывающими номер завода, которым изготовлен бак, и срок выпуска бака.

По краям бака для жесткости сделана наружная отбортовка, рядом с которой для усиления выштампована швеллерная полоса.

На боковинах бака припаяны такие же швеллеры для придания баку большей жесткости. Для жесткости бака в нем имеются вер-

дольно поставленные внутренние перегородки, изготовленные из оцинкованного железа. Перегородки имеются в тех местах, где снаружи располагаются пояса для подвески бака. Эти перегородки не только делают бак более прочным, но служат также и для того, чтобы при выполнении самолетом фигур пилотажа ослаблять напор переливающегося бензина на стенки бака, задерживая его

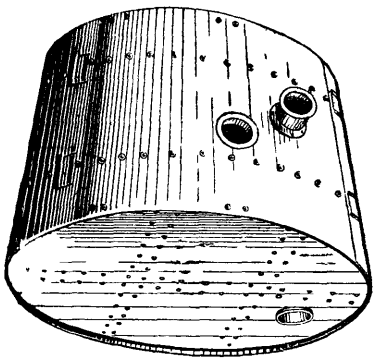


Рис. 105. Бензиновый бак самолетов выпуска 1936 г.

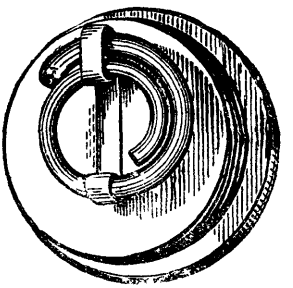


Рис. 106. Змеевик пробки бензинового бака.

при проходе через отверстия в перегородках. Бензиновый бак самолетов выпуска 1936 г. имеет несколько другой вид (рис. 105).

Заливное отверстие. На верхней стороне бака имеются два отверстия: одно отверстие служит для наполнения бака бензином (заливное), другое — для установки бензиномера. Для более плотного прилегания пробка заливного отверстия ставится на фибровой прокладке. На верхней части пробки имеется ребро для удобства завертывания и отверстие для сообщения бензинового бака с атмосферой. К этому отверстию снизу крышки припаяная медная витая трубка, так называемый змеевик (рис. 106).

Змеевик служит для того, чтобы при фигурных полетах бензин не мог выливаться наружу (например при зависании на петле); кроме того он предохраняет от попадания сора и пыли внутрь бака.

В заливное отверстие вставляется фильтр в виде бронзового цилиндра с отверстиями. Для лучшей фильтрации бензина внутри фильтра поставлена такой же формы мелкая сетка из бронзы. При наливании бензина фильтр и сетка вынимаются для установки воронки в заливное отверстие бака. Фильтром можно пользоваться в том случае, если приходится наливать бензин, не имея под руками воронки с замшей

Бензиномер. Второе отверстие, служащее для бензиномера, отне- в сторону от оси бака. На самолетах выпуска 1936 г уста- н поплавковый бензиномер (рис. 107).

ошка бензиномера опускается в бак; на головке ее помещен блит со шкалой, градуированной в литрах Циферблат за-

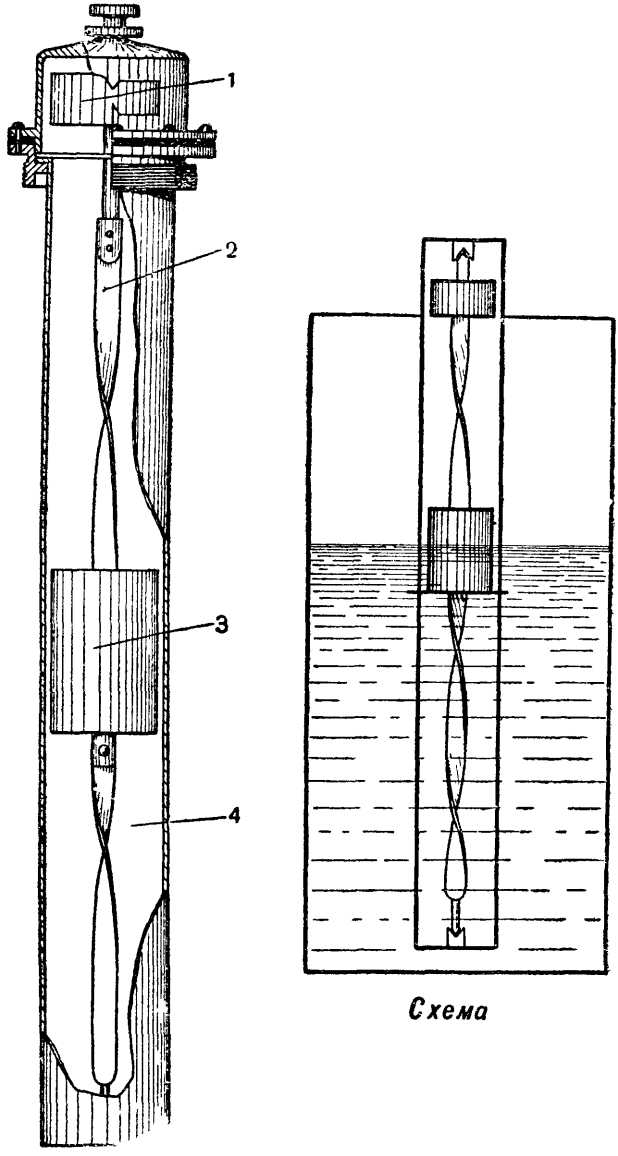


Рис. 107. Поплавковый бензиномер:
1—шкала, 2—спираль, 3—поплавок, 4—кожух

креплен на спирали, по которой движется поплавок Положение поплавка меняется по мере расходования бензина.

На самолетах выпуска 1938 г. поплавковый бензиномер заменен гидростатическим (рис. 108) В основу конструкции гидростати-

ческого бензиномера положен замер разности между давлением на дне бензинового бака и давлением воздуха на поверхности бензина, т. е. давлением столба бензина, равного $h\gamma$, где h — высота бензина в баке, а γ — удельный вес бензина. Гидростатический бензиномер с непостоянным показанием дает указания о количестве бензина в баке только во время рабочего хода поршня насоса. Схема работы гидростатического бензиномера, установленного на самолете У-2, показана на рис. 109.

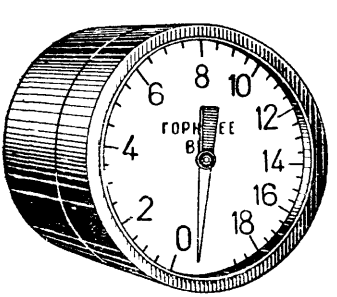


Рис. 108. Гидростатический бензиномер.

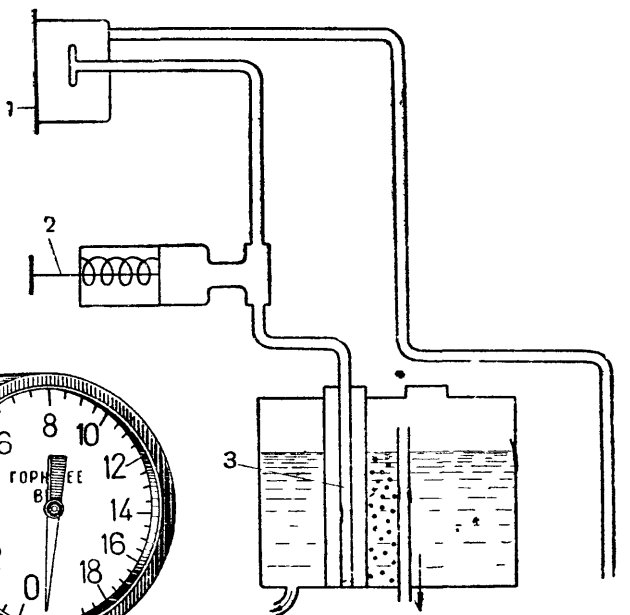


Рис. 109. Схема работы гидростатического бензиномера.

Измеритель давления бензина 1 представляет собой чувствительный манометр со шкалой, показывающей количество горючего в килограммах. Воспринимающая часть измерителя (мембранная коробка) через штуцер соединена при помощи трубопровода с приемником 3, представляющим собой тонкую трубку, опущенную через горловину на дно бензинового бака. В этот же трубопровод посредством тройника включен насос 2. Верхний штуцер корпуса измерителя соединен с проводкой, выводимой в такое место самолета, где давление воздуха при изменении скорости полета самолета не изменяется. Измерение количества бензина в баке производится следующим образом: оттягивается поршень насоса «на себя» до отказа и отпускается (рис. 110). В насосе под действием пружины, надетой на щиток поршня насоса, создается некоторое разрежение воздуха. Давление это через отверстие в штуцере насоса

передается в систему бензиномера, действуя одновременно на мембранную коробку измерителя и на трубку приемника (вытесняя из нее бензин). В момент, когда весь бензин из приемника вытеснен воздухом, подаваемым насосом, дальнейшее повышение давления в системе бензиномера прекратится, так как излишки воздуха будут под давлением насоса свободно выходить из конца приемника в виде пузырьков. При этом во всей системе бензиномера, в том числе и в мембранной коробке, устанавливается давление, равное давлению столба бензина, налитого в баках, и, следовательно, стрелка измерителя станет на определенном делении шкалы, соответствующем количеству бензина в баке. По окончании рабочего хода поршня стрелка измерителя возвратится к своему первоначальному (нулевому) положению. Не следует насильно заталкивать поршень насоса, так как этим можно повредить прибор.

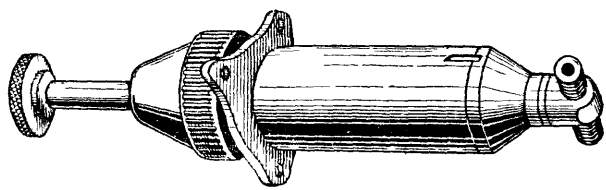


Рис. 110. Насос гидростатического бензиномера.

Крышка бака. Обе пробки отверстий бака выдаются немного выше габарита[1] бензинового бака. Для уменьшения излишнего лобового сопротивления в этом месте к кольчугалюминиевому листу, прикрывающему сверху бак и выполняющему роль верхнего капота, приделана крышка обтекаемой формы. Открыв эту крышку, можно получить доступ к пробкам бака. Кольчугалюминиевый лист, прикрывающий бак сверху, крепится к лонжеронам фюзеляжа на шомполах.

Сквозной подкос бака. Конструктивной особенностью бензинового бака самолета У-2 является сквозное отверстие для прохода подкоса, укрепляющего первый пролет фюзеляжа. Наличие прохода для сквозного подкоса придает баку бóльшую жесткость.

Применение этого устройства позволяет сделать бак цельным, взамен разделения его на две части (верхнюю и нижнюю), как был сконструирован бак на первых самолетах У-2.

Вследствие перехода на один бензиновый бак увеличена его емкость до 91 кг (взамен 71 кг у старых баков).

Отстойник. На днище бака приклепан и припаян отстойник, в котором задерживается конденсирующаяся и попадающая извне в бензин влага, а также механические частицы.

В верхней части отстойника проложена сетка, фильтрующая бензин в случае его засорения при наливании.

Снизу отстойника с помощью латунного фланца прикреплен латунный тройник, ввернутый в штуцер. Тройник имеет три корот-

[1] Габарит — предельные очертания.

ких канала, по которым направляется бензин: один в верхней части тройника — из бака, второй — в главную магистраль, третий — в сливной бензопровод.

Бензиновый кран

Для того чтобы открыть доступ бензину по магистрали в карбюратор или прекратить этот доступ («перекрыть бензин»), в магистраль включен бензиновый кран, изготовленный из бронзы (рис. 111). Для управления краном к нему подведена тяга, изготовленная из стальной трубы небольшого сечения. Управление бензиновым краном производится при помощи тяги из каждой кабины, где имеются рукоятки управления кранами. Тяга укреплена на кронштейнах вдоль левой боковины фюзеляжа.

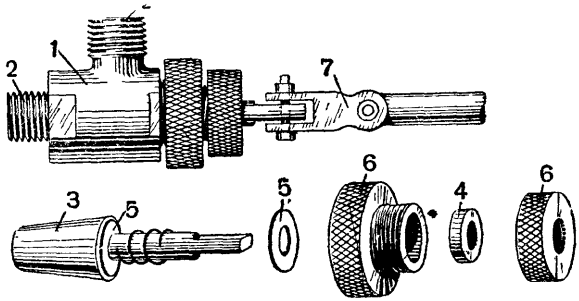


Рис. 111. Бензиновый кран и его детали:

1—корпус, 2—штуцеры, 3—золотник, 4—пробковый сальник, 5—шайба, 6—рифленые гайки, 7—тяга управления краном

При положении рукояток вниз кран открыт, а когда рукоятки поставлены горизонтально, кран закрыт, и бензин не поступает из бака.

Это положение рукояток выбрано из соображений большего удобства, так как ручки всех кранов, стоящих на бензино- и маслопроводке, опущены вниз во время полета. Если бы краники в полете стояли горизонтально, то от вибрации они могли бы самопроизвольно опуститься и закрыть краны.

Бензиновый кран должен быть немедленно перекрыт во всех случаях опасности возникновения пожара.

Фильтр-отстойник

На пути между бензиновым краном и карбюратором поставлен бензиновый фильтр-отстойник (рис. 112), укрепленный кронштейнами к противопожарной перегородке фюзеляжа.

Фильтр-отстойник состоит из паяного стального корпуса, имеющего штуцер для сливного крана. По бокам фильтра поставлены два штуцера для присоединения трубок бензопроводки;

бензин подводится к нижнему штуцеру и выходит из верхнего. Внутри фильтра помещены две вставленные одна в другую сетки из латуни. Для того чтобы сетки были натянуты, внутрь вставлена пружина.

На нижнем конце фильтра поставлен краник для удаления загрязненного бензина. Фильтр можно осмотреть и вычистить, для чего нужно открыть крышку, навинченную на его верхней части.

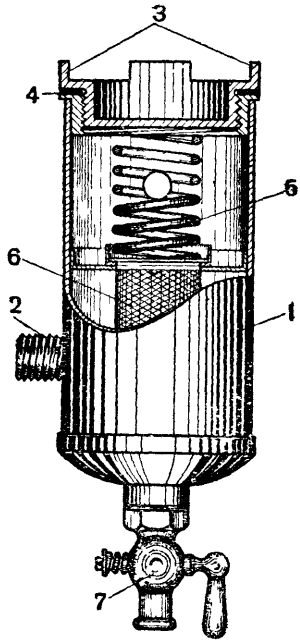


Рис. 112. Фильтр-отстойник:
1—корпус, 2—штуцер, 3—крышка, 4—прокладка, 5—пружина, 6—сетка, 7—краник.

На самолетах выпуска 1938 г бензиновый фильтр имеет приварные лапки для крепления на противопожарной перегородке. Крышка бензинового фильтра сделана под торцовый ключ, для чего в центре крышки вварена шестигранная головка. Верхний штуцер смещен и поставлен под углом 45° по отношению нижнего штуцера Смещение штуцера

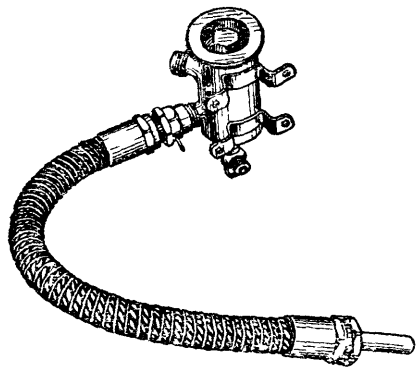


Рис. 113. Фильтр-отстойник самолетов выпуска 1938 г. с гибким шлангом «Петрофлекс».

вызвано следующими причинами: с одной стороны, на моторах выпуска второй половины 1938 г. установлен новый карбюратор с экономайзером (обеспечивает приемистость мотора), у которого подвод бензина сделан сбоку; с другой стороны, между фильтрами и карбюратором медная трубка заменена гибким шлангом «Петрофлекс», которому необходимо обеспечить плавный перегиб (рис. 113)

Заливной насос (шприц)

Перед запуском бензин заливается в мотор заливным насосом (шприцем), установленным в первой кабине. Заливной насос имеет бронзовый корпус, коробку клапана, ручку и другие детали (рис. 114).

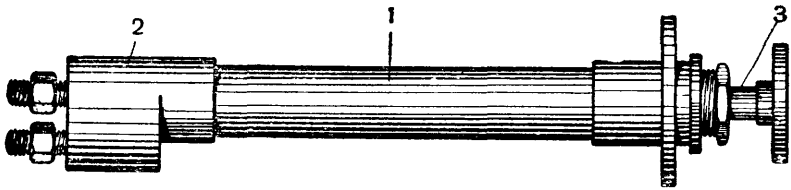


Рис. 114. Заливной насос.
1—корпус, 2—коробка клапана, 3—поршень

К насосу подведены две трубки. По одной — всасывающей, идущей от главной магистрали, — бензин идет из бака. Присоединение ее к магистрали сделано у выхода трубки из бензинового крана. По другой трубке — заливной — бензин идет от насоса в мотор. Обе трубки по сравнению с трубками главной магистрали и сливной трубкой значительно меньшего диаметра

Вытягивая ручку насоса «на себя», делают 3—5 качаний, чтобы подать в мотор бензин при запуске.

Система бензопитания

От бензинового бака отходят две медные трубки бензопроводов. По одной из них — главной магистрали — бензин течет из бака в карбюратор. Другой бензопровод служит сливной трубкой для опорожнения бака от горючего.

Главную магистраль можно разделить на три отдельных участка: первый участок — от отстойника до бензинового крана, прикрепленного на левой боковине фюзеляжа; второй — от бензинового крана до бензинового фильтра-отстойника, стоящего на магистрали; третий — от бензинового фильтра-отстойника до карбюратора (рис. 115).

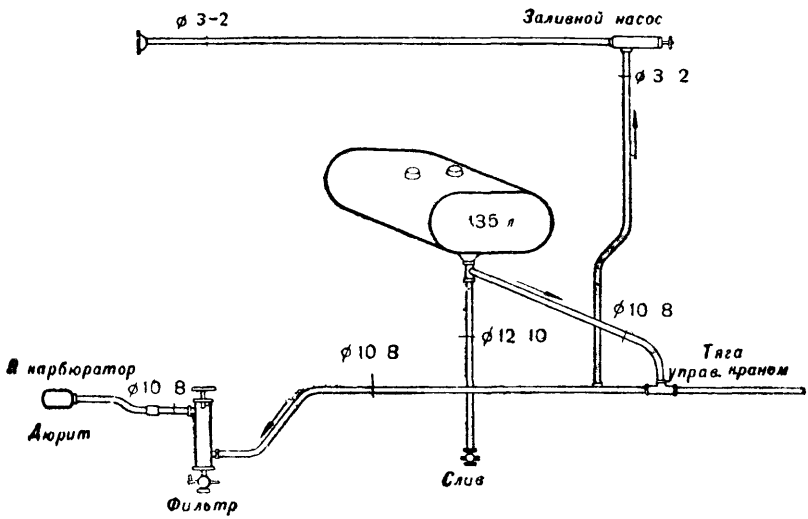


Рис. 115. Схема бензопроводов.

Сливной бензопровод. Бензопровод для слива бензина устроен в виде прямой трубки из красной меди. Этот бензопровод выведен наружу через вырез на переднем листе в нижней части фюзеляжа. На выводном конце сливного бензопровода поставлен кран, при открытом положении которого рукоятка находится в горизонтальном положении; во время полета сливной краник должен быть закрыт, т. е. его рукоятка должна стоять вертикально. Чтобы предохранить ручку сливного краника от самопроизвольного открытия в полете, она должна быть законтрена булавкой. Чтобы кран не вывертывался, он законтрен пружиной.

С целью более быстрого опорожнения бензинового бака, его сливная трубка имеет больший диаметр, чем трубка, питающая мотор.

Дюритовые соединения. Для предупреждения поломки трубок бензопроводки и образования в них трещин под действием тряски от работы мотора, они разделены на части, соединенные между собой при помощи дюрита. Так как дюрит подвергается разъеданию, внутрь дюритового соединения вставлена медная трубочка. Для предохранения бензопроводки от перетирания в отверстии противопожарной перегородки в этом месте на нее снаружи надет дюрит.

Соединение трубок бензопроводки сделано на ниппелях Бензопроводы окрашиваются в светложелтый цвет.

На самолетах выпуска 1938 г. дюритовые соединения оставлены только на маслопроводке. На бензопроводке дюриты, стоявшие на трубке от бензинового фильтра к карбюратору, сняты, а трубка заменена специальным гибким шлангом.

ГЛАВА IX

МАСЛОПИТАНИЕ

Подача масла для смазки деталей мотора производится посредством помпы под давлением. Часть деталей смазывается под давлением, а часть — барботажем, т. е. путем разбрызгивания масла.

Масло поступает из масляного бака в масляную помпу и помпой подается ко всем трущимся частям мотора, ею же отсасывается из мотора и прогоняется обратно в бак.

Нагретое от работы мотора масло на обратном пути используется для обогревания карбюратора, проходя к нему перед поступлением обратно в бак. Таким образом, смазка мотора основана на принципе непрерывной циркуляции масла в системе (рис. 116).

Расположение масляного бака

Масляный бак помещен перед противопожарной перегородкой и отделяется ею от бензинового бака. Расположение масляного бака близко к мотору принято на большинстве современных самолетов. Это расположение бака позволяет сократить путь посту-

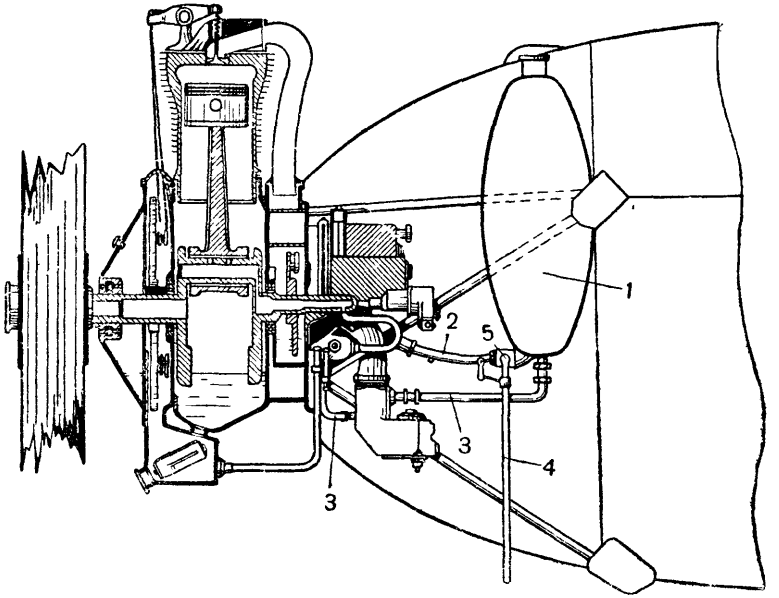


Рис. 116. Расположение системы маслопитания на самолете:
1—масляный бак, 2—нагнетающая магистраль, 3—откачивающая магистраль, 4—сливная трубка, 5—кран

пления масла в мотор, что является весьма целесообразным, так как маслу, применяемое для авиамоторов, отличается большой вязкостью. Кроме того расположение масляного бака непосредственно за мотором позволяет использовать тепло работающего мотора для обогревания масла, что особенно важно в холодное время года.

Крепление бака. Бак укреплен поясными кронштейнами на трубе, поперечно расположенной снаружи противопожарной перегородки фюзеляжа (рис. 117).

Под кронштейнами проложены амортизирующие резиновые прокладки. Кронштейны приварены к поясам крепления масляного бака. Пояса изготовлены из листовой 1-мм стали. Они охватывают бак двумя полюсами. Под пояса подложены суконные прокладки для предохранения корпуса бака.

Снаружи бака, в местах охвата его поясами, напаяны загнутые пластинки; изнутри напаяны швеллеры, обеспечивающие большую жесткость бака в местах его крепления.

Устройство бака

Масляный бак (рис. 118) — овальной формы, изготовлен из ои ованного железа (0,5 мм); края бака имеют отбортовку и на ю кромку для жесткости.

рхней части бака прикреплена заливная горловина, внизу — ник

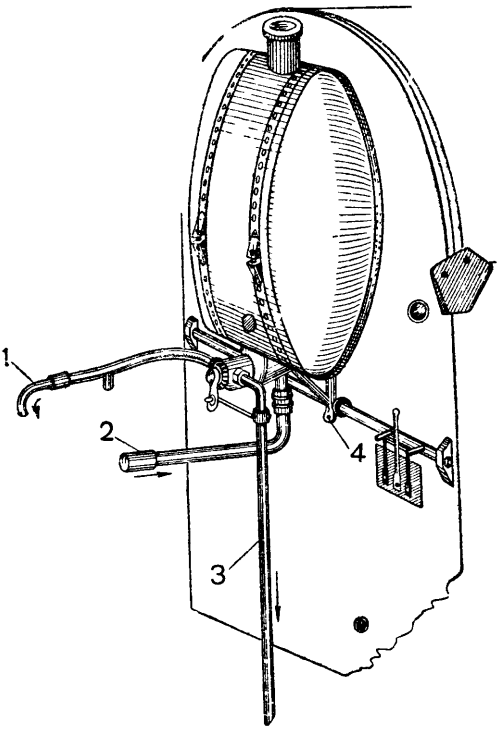


Рис. 117. Масляный бак и его крепление:
1—нагнетающая магистраль, 2—откачивающая магистраль, 3—сливной маслопровод, 4—кронштейн крепления к трубе.

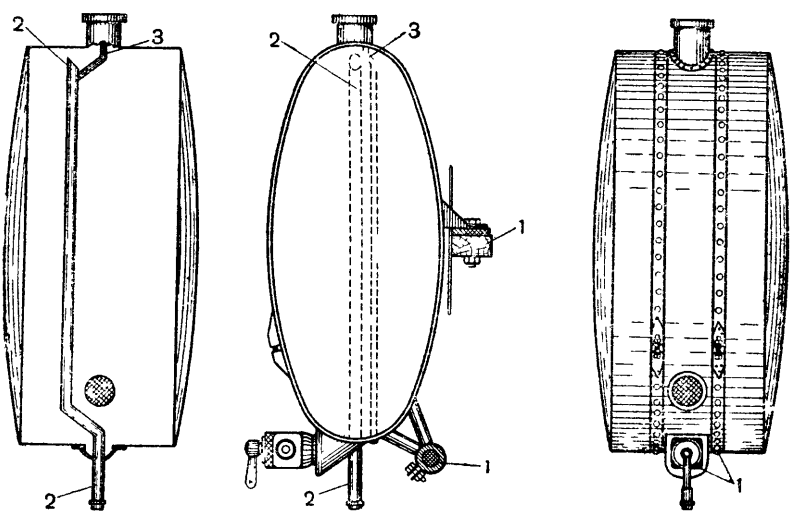


Рис. 118. Устройство масляного бака:
1—крепление бака, 2—трубка отвода масла из мотора, 3—воздушная трубка.

Горловина бака поднята до уровня верхней части капота, что сделано для удобства заливки. Она закрывается стальной пробкой, имеющей на верхней стороне приваренное ребро для удобства отвертывания пробки. В первых конструкциях баков пробка имела два отверстия для сообщения масла с атмосферой.

На баках самолетов последних выпусков в пробке отверстий нет. Для подвода воздуха устроена специальная трубка, вставленная снизу изнутри бака и доходящая до пробки бака. Такое устройство сделано потому, что были случаи замерзания отверстия в пробке. Кроме того при этом имеется меньшая опасность засорения масла и устраняется возможность выливания масла при неправильном производстве фигур (например на петле с зависанием).

Внутри бака поставлена на заклепках вертикальная перегородка из луженого железа, в которой имеется ряд отверстий для прохода масла. Эта перегородка увеличивает жесткость стенок бака.

В нижней части бака прикреплен отстойник. В отстойнике собираются грязь и частицы металла, не задержанные фильтрами; частицы грязи осаждаются в отстойнике и могут быть удалены с помощью спускного крана. В отстойник вставлен кран масляного бака, через который масло поступает в мотор. Отстойник изготовлен из листового луженого железа и прикреплен на заклепках.

К нижней части отстойника приклепаны и припаяны трубки, служащие для входа и выхода масла. Эти трубки пропущены внутри бака, где им придана изогнутая форма. Необходимость их изгиба вызвана тем, что в нижней части бака устроена сквозная трубка для прохода гибкого вала указателя оборотов коленчатого вала.

Все швы бака и медные заклепки, которыми приклепаны отстойник и горловина, пропаиваются оловом.

В прежних конструкциях У-2 в верхней части бака, на его левой стенке, прикреплена на кронштейне трубка откачивающего маслопровода, по которой масло из мотора возвращается обратно в бак

В месте крепления к баку этого маслопровода поставлен латунный штуцер. Внутри бака на уровне штуцера находится поперечная трубка, являющаяся продолжением откачивающего маслопровода. Эта трубка поставлена горизонтально между левой и правой стенками бака и имеет ряд мелких отверстий, для того чтобы масло не проходило в бак сплошной струей, а стекало по всей ширине бака

Во избежание лишней теплоотдачи в холодную погоду на масляный бак надевается чехол из брезента, подшитого шинельным сукном.

Чехол надевается на бак поверх поясов и имеет вырезы для прохода кронштейнов. Горловина бака чехлом не покрывается.

Фильтр. Внутри горловины вставлен латунный фильтр цилиндрической формы, имеющий ряд отверстий на дне и по бокам; ри этого фильтра поставлена латунная сетка такой же формы, и фильтр, образующая второй фильтр для лучшего фильтрования масла (рис. 119).

Кран. Кран масляного бака (рис. 120), называемый иногда главным краном маслопроводки, изготовлен из кольчугалюминиевой отливки и имеет стопорящую пружину. Кран трехходовой, позволяет ставить его рукоятку соответственно трем положениям:

1) при положении рукоятки крана вниз — открыт доступ масла в мотор;

2) при положении рукоятки крана вверх — открыт доступ масла для слива из бака;

3) при положении рукоятки крана горизонтально — доступ масла из бака закрыт.

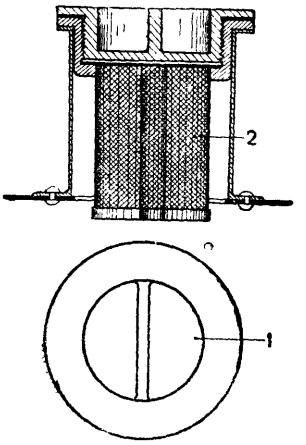


Рис. 119. Фильтр:

1—пробка, 2—фильтрующая сетка

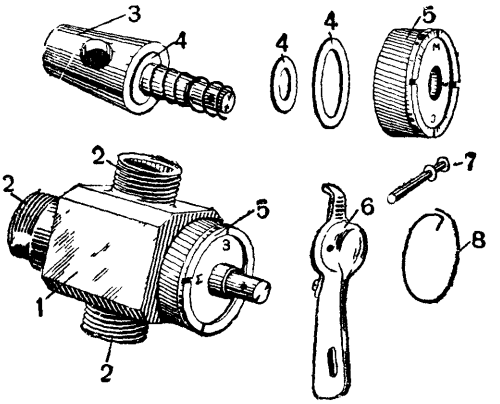


Рис. 120. Кран масляного бака:

1—корпус, 2—штуцеры, 3—золотник, 4—шайбы (прокладки), 5—рифленая гайка, 6—ручка, 7—шпилька, 8—контровое кольцо

На крышке крана выштампованы буквы «З» — закрыт, «С» — сливной и «М» — магистраль.

На конце рукоятки сделано отверстие для контровки, чтобы в полете рукоятка не могла самопроизвольно перекрыть кран.

Влево от крана выведен наружу, через нижний лист капота, маслопровод для слива масла из бака с косым обрезом нижнего конца. Косой обрез сделан для того, чтобы при стекании масло сходило одной цельной струей, не разбрызгиваясь с краев маслопровода.

Система маслопитания

От крана отходит главная масляная магистраль (рис. 121), по которой масло поступает из масляного бака в помпу.

Диаметр трубки этой основной магистрали маслопроводки одинаков по величине со сливным маслопроводом.

Для слива масла из магистрали устроена небольшая узкая трубка, обращенная вниз и имеющая отдельный краник. Этот отвод устроен на пути между главным краном и помпой. В конструкциях 1936 г специальной трубки для слива масла нет, слив про-

изводится открытием пробки, имеющейся в нижней части маги
страли.

По основной магистрали масло подсасывается помпой. При длительной стоянке самолета с наполненным масляным баком и открытым краном масло имеет возможность просачиваться через помпу в картер. Помпа устанавливается на задней крышке картера, под рабочим магнето. Трубка, по которой масло идет от помпы, носит название откачивающей трубки масляной магистрали.

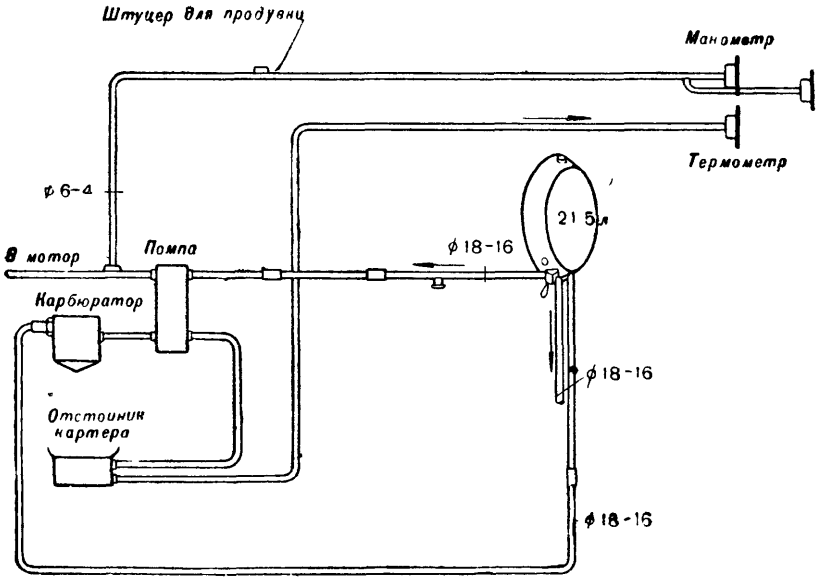


Рис. 121. Схема маслопроводки.

В моторе отработанное масло стекает в нижнюю часть картера, откуда направляется в маслосборник. В маслосборнике поставлен фильтр. Пропустить масло через фильтр необходимо потому, что оно загрязняется от попадания в него нагара со стенок цилиндров и металлических частиц, отделяющихся от трущихся поверхностей, а также от той пыли и грязи, которые задерживаются в фильтре и могли попасть в масло через карбюратор при рулении или работе мотора при пробе на земле.

На выходе из мотора масло должно быть не только очищено, но и охлаждено. Выходящее из фильтра масло отсасывается откачивающей частью помпы и по Г-образной трубке прогоняется через радиатору.

Маслопроводы, по которым масло поступает обратно в бак, имеют диаметр, одинаковый с маслопроводами, по которым масло идет в мотор.

Для определения величины давления, под которым масло поступает в мотор, отдельно в каждой кабине поставлен масляный

манометр. К манометрам масло подводится по специальной трубке, идущей от масляной помпы; у первой кабины сделано ответвление к манометру второй кабины. На больших оборотах (до 1 600 об/мин) показания манометра нормально 4,5—5 ат, на малых оборотах (до 500 об/мин) — 3 ат.

Для определения температуры масла в кабинах поставлены термометры. Приемник термометра кабины инструктора вставлен в маслосборник мотора и соединен специальной капиллярной трубкой с прибором. Отвод на термометр кабины ученика (если этот прибор ставится) сделан от откачивающей магистрали (заводом этот термометр не ставится).

Показания температуры масла по термометру в кабине инструктора не разнятся резко от показаний по термометру ученика. Температура масла в моторе, работающем на эксплоатационной мощности, нормально равна 75°, максимум 95°.

Маслопроводка имеет дюритовые соединения.

Вся маслопроводка, как и бак, окрашивается в коричневый цвет (при выпуске с завода маслопроводы покрываются только лаком).

В качестве смазки употребляется масло марки ААС, имеющее удельный вес 0,895—0,906 (при температуре 15°). Емкость бака — 19 кг (21,5 л).

При испытаниях и сдаче самолета в масляный бак заливается 10 кг масла (13,95 л). Это количество соответствует вместимости масляного бака первого эталона. Оно является расчетной величиной, относительно которой производятся центровка самолета и вычисления, характеризующие его полетные качества.

Расход масла—0,025 кг на 1 л. с. ч. При производстве учебных полетов расход масла установлен 2 кг на один час.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Почему масляный бак расположен ближе к мотору?
2. Как расположены баки относительно центра тяжести самолета?
3. Из какого материала изготовляются баки?
4. Как осуществлено крепление масляного и бензинового баков?
5. Какими способами подаются горючее и смазка в мотор?
6. Как обеспечивается сообщение с атмосферой в конструкции бензинового и масляного баков?
7. В каких местах ставятся дюритовые соединения в бензо- и маслопроводке самолета?
8. Какие из кранов в бензо- и маслопроводке открыты и закрыты, если их ручки поставлены горизонтально?
9. В каких местах и как производится фильтрование бензина от заливки его в бак до поступления в мотор?

ГЛАВА X

КАБИНЫ И ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

Кабины самолета являются рабочим местом экипажа. От устройства кабин и удобства расположения в них предметов оборудования в значительной степени зависит успех работы экипажа и, следовательно, безопасность полета.

Устройство кабин

Кабины на самолете У-2 не составляют отдельной самостоятельной части.

В передней части обеих кабин, по бокам, сделаны полукруглые полки, образующие горизонтальную обшивку кабин. Полки могут быть использованы для того, чтобы производить в полете записи; изготовляются они из фанеры, наклеенной на ясеневый или дубовый ободок.

Кроме того в передней части кабин поставлены приборные доски для монтировки приборов. Эти доски изготовлены из 8-мм переклейки.

По бортам кабин для мягкости проложен валик из губчатой резины, обшитой гранитолем[1]. Устройство мягкой обшивки бортов защищает их от повреждения при влезании в кабину и при движении рук летчика в полете.

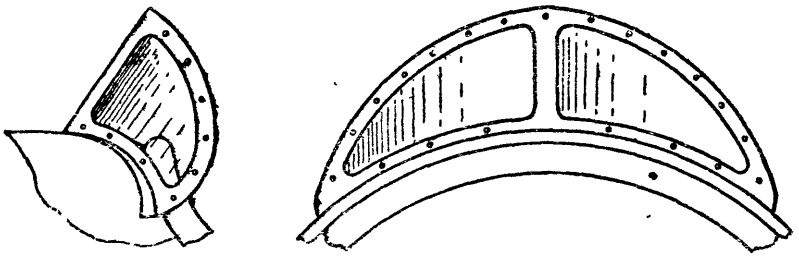


Рис. 122. Козырек.

Козырьки. Перед кабинами на обшивке переднего кока фюзеляжа поставлены козырьки (рис. 122). Каждый козырек представляет собой кольчугалюминиевую рамку в виде сегмента, более высокую в середине. Эти рамки склепаны и разделены перемычкой на две равные части. В просветах рамки вставлен целлулоид. Козырьки укреплены на фюзеляже так, что их середина проходит через плоскость симметрии самолета.

Козырьки самолета выпуска 1938 г. — круглые, без средней перемычки, крепятся к коку фюзеляжа на болтах.

Подножки. С левой стороны фюзеляжа у первой стойки за разъема установлена подножка для посадки в кабины. Она из стальной полосы в виде прямоугольника и прикрепл к нижнему лонжерону. Она может служить также и в качестве скребка для снятия грязи с обуви, прежде чем ставить на крыло.

ом с этой подножкой в обшивке устроена вторая подножка закрывающаяся алюминиевой створкой с пружиной.

[1] — ткань, покрытая с обеих сторон стабилитом (густая тесто- раствор нитроцеллюлозы в смеси ацетона, метилового спир-

Ручка. На последней рамке обтекателя передней части фюзеляжа установлена стальная ручка, подтянувшись на которой можно становиться на самолет при посадке в него.

На самолетах выпуска 1938 г. ручка и подножка-скребок не ставятся.

Сиденья

Каждое сиденье изготовлено из гнутых, сваренных между собой стальных труб (рис. 123).

Сиденье состоит из основания и спинки; специальных подлокотников в нем нет. Если посмотреть сбоку, сиденье имеет как бы треугольную форму.

Сиденье второй кабины У-2 ВС для облегчения движения в ней при производстве аэрофотосъемки и других действий сделано откидным.

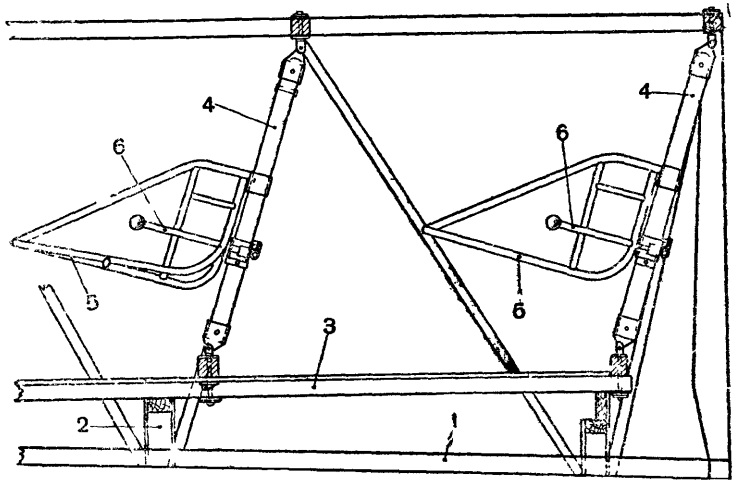


Рис. 123. Сиденья:

1—нижний лонжерон, 2—поперечный лонжерон, 3—пол, 4—стойки сидений, 5—сиденья, 6—подъемные рычаги сиденья

Каждое сиденье должно быть поставлено так, чтобы летчик не чувствовал напряженности и затекания ног от однообразного положения в полете.

Для регулирования положения сиденья по высоте поставлен рычаг, смонтированный сбоку на сиденье.

Стойки сидений. Для крепления сидений в кабинах поставлены с небольшим наклоном две стойки из кольчугалюминиевых труб, играющих роль опор.

К каждому сиденью приварены четыре муфты, на которых сиденье скользит по наклонным стойкам. В двух нижних муфтах имеются пружинные замки, штыри которых заскакивают в отверстия труб наклонных стоек и фиксируют положение сидени

высоте. С помощью рычага, помещенного с правой стороны, штыри замков могут быть выведены из отверстий, после чего сиденье резиновым амортизатором поднимается вверх. Резиновая амортизация поднимает сиденье без нагрузки, поэтому при подъеме сиденья необходимо привстать.

Стойки передней кабины укреплены вверху на межкабинной распорке фюзеляжа, сзади первой кабины, а внизу — на бобышках, поставленных поперечно над полом фюзеляжа.

Стойки второй кабины укреплены также в двух местах: вверху—на распорке разъема передней части фюзеляжа, а внизу—на бобышках, специально поставленных на полу фюзеляжа для установки этих стоек.

Для крепления на концах стоек поставлены стальные стаканчики с ушками. Эти ушки соединяются с вильчатыми болтами, установленными внизу на бобышках пола, а наверху — на распорке фюзеляжа: ушко на вильчатом болте скрепляется стальным валиком со шплинтом.

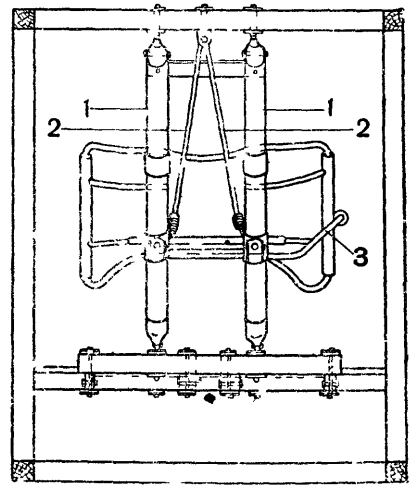


Рис. 124. Крепление амортизатора сидений:

1—стойки, 2—амортизатор, 3—подъемный рычаг

Амортизатор сиденья. Для того чтобы облегчить поднятие сиденья, оно подвешено на шнуровом амортизаторе (толщиной 10 мм и длиной 600 мм). Амортизационный шнур перекинут на небольшом ролике, укрепленном на нижней стороне верхней распорки фюзеляжа (рис. 124).

Концы амортизатора присоединены к муфтам, стопорящим сиденья на стойках.

Подушки. На основания сидений кладутся подушки, имеющие в нижней части для жесткости лист переклейки Обшивка подушек— из гранитоля. Чтобы не соскальзывать с подушек, на их наружной стороне сделано несколько выемок Внутри подушки набиты волосом. На сиденье ученика подушка пристегивается к трубам, составляющим основание сиденья.

Сзади сидений подвешены заспинные подушки (заспинники), такие же, как подушки сидений, но без прокладки переклейки В отличие от подушек сидений, заспинные подушки имеют в нижней части вырез для прохода плечевых поясов.

Пояса. Пояса для привязывания в кабине укрепляются на стальных хомутиках, помещенных на заднем ободке основания сиденья. Пояс по устройству комбинированный и служит для привязывания за плечи и по бедрам. На середине набедренной части пояса поставлена пряжка с замком.

Оборудование самолета

Зеркало. Для обзора из кабины летчика задней полусферы на правой задней стойке кабана центроплана помещено зеркало. Устанавливать его можно под любым углом, так как оно имеет шарнирное основание. Зеркало крепится при помощи специального хомутика, стянутого по профилю стойки.

Переговорный аппарат. На правой боковине изнутри фюзеляжа как в первой, так и во второй кабинах устанавливается переговорный аппарат. Он позволяет инструктору давать указания ученику во время полета, когда из-за шума от работы мотора не слышно голоса.

Переговорный аппарат состоит из двух рупоров с резиновыми шлангами, закрепленными на соединительных трубках. Для смягчения звука он имеет резиновые воздушные подушки. Переговорный аппарат крепится к планкам, укрепленным на боковине фюзеляжа внутри каждой кабины.

Сумка. За вторым сиденьем, на верхней распорке, прикреплена брезентовая сумка для двух формуляров: на самолет и на мотор. Формуляры берут на борт самолета при дальних перелетах.

Аптечки. На случай необходимости оказания личной медицинской помощи, особенно при совершении внеаэродромных полетов, на самолете укрепляются две аптечки: большая и малая.

Обе аптечки устанавливаются во второй кабине: большая аптечка прикрепляется на винтах на левом борту внутри кабины; малая аптечка крепится на задней рамке обтекателя, за сиденьем ученика, и смещена вправо.

Каждая аптечка изготовляется из листового 1-мм кольчугалюминия. По форме аптечки представляют собой ящичек карманного размера (например малая аптечка имеет высоту 104 мм, ширину 45 мм, длину 102 мм).

Внутри аптечки имеется несколько отделений с наименованием медикаментов, в них находящихся. В одном отделении, в флаконах, слева помещен иод, справа — нашатырный спирт; в других отделениях — опий, кофеин, пирамидон, французские булавки, две повязки и два напалечника.

На самолетах выпуска 1938 г. установлена одна малая аптечка.

Пищевой запас. Пищевой запас выдается при полете на дальнее расстояние на случай аварий и вынужденных посадок в местностях, удаленных от населенных пунктов. Он рассчитывается на 2—3 дня (в зависимости от округов) и состоит из воды, галет или печенья, шоколада и мясных консервов — всего около 2 кг на каждое место самолета в сутки.

Расходование запаса разрешается спустя 4 часа и более с момента вылета.

На самолете У-2 заводом не предусмотрено специального места для пищевого запаса, но в случае необходимости сверток с пищей помещают под обтекателем за второй кабиной.

Фотоустановка. Фотоаппарат системы АФА 1-Б крепится непосредственно за передней частью фюзеляжа самолета У-2 ВС, на его

нижних лонжеронах, для чего в полу второй кабины сделано окно.

Фотоустановка устроена вращающейся (на 30° в каждую сторону). Штурвал управления ориентировкой фотоаппарата крепится на левом борту фюзеляжа.

Установка стопора крючка троса, открывающего штору затвора фотоаппарата, прикреплена под верхними лонжеронами изнутри боковины фюзеляжа.

Оборудование для парашютной службы. На самолетах У-2, выделяемых специально для обучения парашютным прыжкам, поскольку летчик находится на этих машинах во второй кабине, необходимо произвести следующие конструктивные изменения:

1) снять ручку управления из первой кабины, а также педали;

2) в передней кабине усилить подушку сиденья дополнительным слоем фанеры;

3) вторую кабину оборудовать всеми контрольными и пилотажными приборами, а в первой кабине оставить только указатели высоты и скорости;

4) устроить на левом крыле деревянную площадку, покрытую гофрированной резиной, чтобы парашютист не мог соскользнуть; в зимнее время резиновая дорожка должна быть покрыта плотным войлоком;

5) усилить обортовку во второй кабине и устроить поручни, помогающие парашютисту выйти на площадку; эти поручни укрепляются по левому борту фюзеляжа от начала передней кабины до конца второй;

6) поставить обтекатели на кабанчики поперечной трубы управления рулями высоты;

7) отметить белой краской те места, за которые надлежит браться руками парашютисту при вылезании из кабины на крыло;

8) для точного определения места самолета над точкой прыжка в полу второй кабины, с левой стороны сиденья, необходимо прорезать окно (30 × 10 см), закрыв его целлулоидом.

ГЛАВА XI

ПРИБОРЫ

Приборы служат для того, чтобы летчик мог знать положение ... рактер движения самолета и контролировать работу мотора. ...бенно важны приборы при слепых полетах (в закрытой ка... облаках, во время тумана и т. д.), когда нет возможности ...ироваться[1] по местным предметам.

...приборы, ставящиеся на самолете У-2, — отечественного ...водства. Они изготовляются заводом «Авиаприбор», Государ...ым часовым заводом и Заводом мореходных инструментов ...рафического управления.

...ироваться — определять свое местонахождение

Порядок расположения приборов

Установка приборов в кабинах самолета У-2 сделана следующим образом: в левой стороне доски сосредоточены приборы, характе-

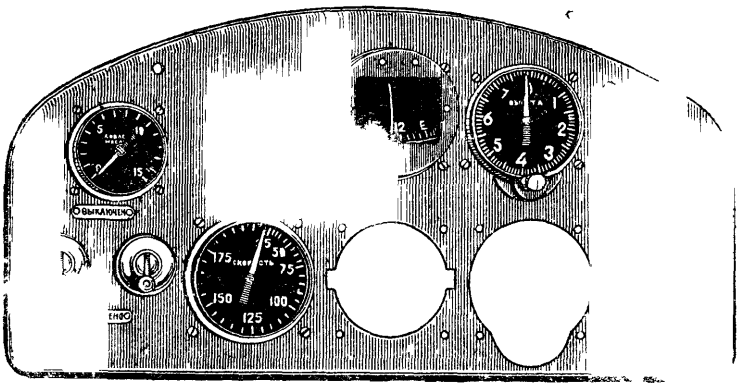


Рис. 125. Металлическая приборная доска самолетов выпуска 1938 г.

ризующие работу мотора (моторные приборы); в правой—приборы аэронавигационные [1], определяющие скорость самолета, его высоту, направление пути и тому подобные данные; в средней части

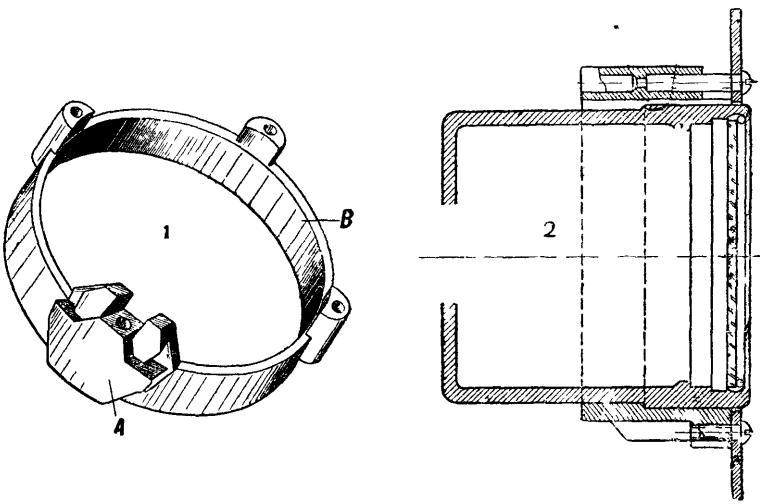


Рис. 126. Стандартное крепление приборов на самолетах выпуска 1938 г.
1—стандартное кольцо, 2—схема крепления прибора к металлической доске

доски—приборы, характеризующие положение самолета в воздухе относительно осей колебаний самолета (пилотажные приборы).

Стрелки, цифры и деления на шкалах приборов покрываются специальным светящимся составом.

[1] Аэронавигация — наука о самолетовождении

Во избежание влияния тряски, приборы должны ставиться на амортизации (например, с помощью прокладок в виде резиновых шайб, помещаемых под ушки крепления приборов; резиновых колец, подкладываемых под стекла приборов, способствующих также лучшей герметичности прибора и защите от влияния внешней среды).

На самолетах выпуска 1938 г. установлена амортизированная металлическая приборная доска. Доска изготовлена из 2-мм дюраля (кольчугалюминия) и установлена на четырех амортизированных резиной болтах с барашками (рис. 125). Болты пропущены через специальные круглые колобашки, приклеенные к основанию деревянной доски, в которой сделан большой вырез для прохода приборов Все приборы имеют стандартное крепление, рассчитанное на металлическую приборную доску. Крепление осуществляется при помощи стандартного кольца (рис. 126), прикрепленного с обратной стороны доски тремя 3,5-мм болтами, четвертый болт того же диаметра, с прямоугольной головкой, ввернут в замок *А* кольца *В*, имеющий внизу направляющие в форме клина. При завертывании винта замок, двигаясь в сторону приборной доски, своими направляющими зажимает кольцо, которое плотно охватывает вставленный в него корпус прибора. При снятии прибора достаточно несколько ослабить винт с прямоугольной головкой, после чего каждый из приборов легко вынимается.

Приборы кабины летчика (инструктора)

В первой кабине находятся следующие приборы (рис. 127) (слева направо):

1. Счетчик оборотов коленчатого вала мотора.
2. Контрольный контакт — для включения или выключения рабочих контактов ученика, находящихся во второй кабине. Выключив контрольный контакт, инструктор лишает ученика возможности пользоваться его рабочими контактами.

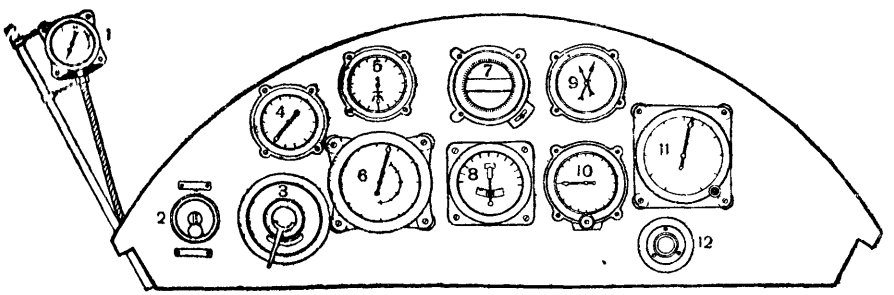


Рис. 127. Приборная доска первой кабины самолетов выпуска 1936 г.:

...ик оборотов, 2—контрольный контакт, 3—переключатель магнето, 4—... 5 термометр, 6—указатель скорости, 7—компас, 8 указатель по...ота, 9 часы, 10—вариометр, 11—высотомер, 12 заливной насос

Назначение статической трубки — уравновесить давление наружного потока воздуха, воспринимаемого динамической трубкой

Для сообщения с атмосферой на статической трубке, по ее длине, сделано несколько мелких отверстий

Под действием встречного потока, в добавление к тому напору, который имеется в статической трубке, в динамическую трубку проходит воздух, создающий скоростной напор

Обе трубки присоединяются к анероидной коробке, разделенной гибкой резиновой диафрагмой на две половины Разность давлений создает изгиб диафрагмы, передаваемый на стрелку, дающую показания на шкале прибора

Трубки приемника обычно окрашиваются в черный цвет. Они соединяются с алюминиевыми трубками, идущими к прибору. Последние проложены в носке правого верхнего крыла и подведены к указателю. Эти трубки, в отличие от трубок приемника, окрашиваются в синий цвет. Около кабин каждая из трубок раздваивается и идет к указателям скорости первой и второй кабин.

В тех местах, где необходимо изменять направление проводки, трубки разрезаны. Концы трубок на месте разреза соединены дюритовыми шлангами.

Во избежание выхода прибора из строя, необходимо тщательно следить за герметичностью проводки. Для предохранения от сползания с трубки дюрит должен быть хорошо закреплен. Во избежание вибрации, проводка крепится к лонжеронам крыла при помощи хомутиков.

Как приемник, так и трубопроводку необходимо предохранять от обмерзания, а в особенности от образования ледяных пробок внутри. Для этого зимой производится обогревание трубопроводов с помощью электрообогревателя, имеющегося в трубках Пито

Показания прибора на его шкале даны в десятках километров.

Так как показатель скорости дает показания относительно давления набегающего на самолет воздуха, то они не будут всегда одинаковыми и изменяются с изменением давления окружающего воздуха.

Цифры на шкале нанесены на наружную и внутреннюю дуги. На внутренней дуге обозначены показания для скоростей больше чем 300 км/час.

Самолет У-2 имеет следующие максимальные скорости (по высотам):

максимальную горизонтальную скорость у земли на полной мощности мотора — 152,5 км/час,

максимальную горизонтальную скорость при 1 740 об/мин на высоте 1 000 м — 145 км/час,

то же, на высоте 2 000 м — 142 км/час,

то же, при 1 670 об/мин на высоте 3 000 м — 112,4 км/час,

эксплоатационную горизонтальную скорость при 1 400 об/мин на высоте 1 000 м — 112 км/час,

посадочную скорость — 65—70 км/час.

Наивыгоднейшая и экономическая скорости горизонтального полета определяются по специальным графикам и лежат в пределах 75—90 км/час при 1 300 об/мин.

Наивыгоднейшая скорость подъема — 85—90 км/час при 1 580—1 600 об/мин.

Рядом с прибором наклеивается график поправок для уточнения истинной скорости. На нем поправки со знаком плюс указывают, что прибор показывает меньше истинной скорости, со знаком минус — больше истинной скорости.

На графике отмечается дата, когда он составлен, номер самолета и прибора, а также фамилия летчика, за которым закреплен самолет.

Компас

Компас — прибор, указывающий направление полета относительно стран света. Пользуясь компасом, летчик может сохранять заданный курс следования На самолете У-2, как и на других самолетах, применяются только жидкостные компасы.

Компас состоит из котелка, картушки, шпильки, крышки, рамки и других деталей.

Котелок компаса наполнен разведенным винным спиртом. Сверху котелок закрыт стеклянной крышкой, под которой находится картушка. На стенке котелка наносится курсовая черта или устанавливается какой-либо указатель.

Картушка представляет собой систему нескольких параллельно расположенных магнитиков (4, 6 или 8 шт.), скрепленных общей рамкой. Картушка накладывается на острую шпильку, укрепленную на дне компаса.

Так как картушка под действием магнитиков остается неподвижной, то при повороте компаса вместе с самолетом можно установить величину его угла в градусах. Это определение берется по отношению к курсовой черте. При установке компаса курсовая черта должна быть направлена к носу самолета, и ось компаса должна быть параллельна оси самолета.

Компас устанавливается обычно в центре приборной доски, в ее верхней части.

При установке компаса обращается внимание на то, чтобы полка, на которой он стоит, была ровной. Другое важное требование, — чтобы компас находился в стороне от металлических масс, которые могут усилить девиацию [1] компаса. Для ослабления величины девиации крепление компаса производится медными шурупами, так как медь не вызывает девиации.

[1] Девиацией называется отклонение магнитной стрелки компаса под влиянием железных и стальных масс, находящихся на самолете

Указатель поворота

Указатель поворота должен всегда ставиться по середине приборной доски, в плоскости симметрии самолета. Он показывает величины поворота, крена и скольжения. С помощью этого прибора летчик может вести самолет, сохраняя его устойчивость в поперечном положении и выдерживая его на курсе прямолинейного полета.

Указатель поворота устроен по принципу гироскопа[1] и состоит из приемника и передающей трубки. Его наружным приемником является трубка Вентури. Эта трубка устанавливается на наружной стороне правой боковины фюзеляжа, немного впереди той кабины, в которой поставлен указатель поворота.

Трубка Вентури имеет коническую форму и своей узкой частью должна быть обращена вперед. Эта трубка должна ставиться в линии горизонтального полета.

Трубка Вентури соединяется с прибором при помощи металлической трубки. Разрежение в трубке Вентури вызывает подсос воздуха через специальное сопло в коробке прибора. Подсасываемый воздух вызывает вращение гироскопа, заключенного в рамку и поставленного внутри прибора, параллельно плоскости симметрии самолета.

При повороте самолета гироскоп, в силу своих свойств, стремится повернуться на 90° по отношению к повороту самолета и поворачивает за собой рамку, вращение которой, посредством особого передающего механизма, воспринимается стрелкой прибора.

Шкала прибора имеет два обозначения: «правый» и «левый», характеризующие направления поворота. Среднее положение стрелки соответствует прямому полету.

В нижней части прибора устроен указатель скольжения. Он представляет собой дугообразную стеклянную трубку, наполненную толуолом, внутри которой катается металлический шарик. Отклонение шарика от центрального положения указывает, что вираж производится со скольжением.

При правильном вираже, когда равнодействующие силы тяжести и центробежной силы лежат в плоскости симметрии самолета, шарик остается в центре. Если вираж совершается с заносом (когда крен слишком мал и не соответствует скорости поворота), шарик под действием центробежной силы отойдет от середины во внешнюю сторону.

При несоответственно большом крене по сравнению со скоростью поворота происходит скольжение, и шарик отойдет от середины в сторону поворота. Для возврата шарика в центр необходимо координировать движения ручки с движениями педали, т. е. величину крена соразмерять с величиной радиуса виража.

Указатель поворота должен устанавливаться на приборной доске очень точно. Его шарик должен находиться в центре трубки, точно по середине приборной доски, в плоскости симметрии самолета.

---

[1] Гироскоп — вращающийся прибор, обладающий устойчивостью при разных положениях.

Часы

Часы системы АЧ (авиационные часы) служат для учета времени полета и производства аэронавигационных расчетов. Кроме того, пользуясь часами, летчик может в полете учитывать расход горючего и смазочного, в зависимости от продолжительности полета и норм их расхода.

Устройство часов АЧ не отличается от обычных карманных часов.

Правильность и точность работы часов нарушаются под влиянием толчков, испытываемых самолетом. На точности их хода отражаются также изменения температуры воздуха, его влажности и т. п. Поэтому часы могут не всегда ходить точно, и их необходимо ежедневно проверять. Ошибка в показании часов не должна быть более одной минуты.

Вариометр

Вариометр служит для определения величины скорости подъема или спуска самолета[1]. Кроме того этот прибор может быть использован и в качестве статоскопа, т. е. прибора, показывающего малейшие изменения давления, по которым можно судить о сохранении летчиком заданной высоты полета с точностью до 1 м.

Принцип действия вариометра основан на запаздывании изменения давления в замкнутом сосуде по отношению к изменению давления окружающей среды, с которой этот сосуд связан трубкой. Величина этой разности зависит от скорости изменения давления.

Измеряя эту разность, в любые моменты можно получить величину скорости подъема или спуска самолета.

Прибор состоит из коробки Види, капилляра, сосуда Дюара, передающего механизма, циферблата и соединяющих деталей.

Коробка Види является основной частью прибора и отличается большой чувствительностью. Ее замкнутая полость соединена капилляром с сосудом Дюара. Сосуд Дюара двухстенный, сделан из стекла и имеет безвоздушную прослойку между стенками. Сосуд Дюара расположен от прибора примерно на расстоянии 1 м; он устанавливается на правом борту впереди каждой кабины.

Полость коробки Види соединяется капилляром с наружным воздухом.

При подъеме самолета давление воздуха внутри коробки Види всегда будет выше атмосферного, так как скорость падения давления воздуха в коробке Види благодаря небольшому диаметру капилляра не поспевает за падением давления внешнего воздуха.

Вследствие разности давлений коробка Види изменяет свою форму. Посредством приводного механизма ее изменения передаются на стрелку циферблата.

Циферблат имеет деления до 360°, отсчет по которым можно производить до момента полного выравнивания самолета, когда давление внутри коробки Види и вне ее уравновешивается и стрелка возвращается в нулевое положение.

---

[1] Вариометр не указывает угла, составленного осью самолета с горизонтом, он отмечает непосредственно скорость изменения атмосферного давления при подъеме или спуске самолета.

Для использования прибора в качестве статоскопа отверстие капилляра перекрывается специальным краном, чтобы изолировать внутреннюю полость коробки Види и сосуда Дюара от окружающей среды.

Высотомер

Высотомер (или альтиметр) позволяет определять высоту самолета относительно уровня моря или пункта взлета путем измерения разности давления в соответствующих слоях атмосферы. Если земли не видно (например в тумане), показания высотомера дают возможность определять и сохранять заданную высоту полета.

Высотомеры устроены по принципу зависимости между высотой и плотностью воздуха (уменьшение атмосферного давления по мере увеличения высоты полета).

Основу механизма высотомера составляет анероидная коробка[1], соединенная со стрелкой прибора посредством особого механизма.

На шкале прибора имеется шесть цифр (0, 1, 2, 3, 4, 5), каждая из которых выражает соответствующую цифру тысяч метров. Мелкие деления между цифрами дают отсчеты до сотни метров. Имеются высотомеры с разметкой шкалы до 10 км и более.

Для передвижения шкалы служит так называемый б а р а ш е к с зубчатой передачей. С помощью барашка можно передвинуть шкалу влево или вправо от стрелки, чтобы цифру 0 подвести под стрелку. Это производится в соответствии с изменением атмосферного давления на данный день. Обычно шкала перед полетом устанавливается нулевым делением против стрелки.

Около высотомера должен быть наклеен листок с графиком поправок, соответственно различным высотам.

На малых высотах, в особенности же при планировании, когда самолет приближается к земле и расстояние до нее непрерывно уменьшается, полагаться исключительно на показания высотомера нельзя. Помимо того, что показания высотомера запаздывают на тот срок, который необходим, пока его стрелка установится и отметит новую высоту, достигнутую самолетом, у него могут быть и индивидуальные ошибки показаний, доходящие до 10—20 м.

Не менее чем один раз в месяц, а также перед выполнением более ответственных полетных заданий должна производиться проверка высотомеров и определение их поправок.

Самолет У-2 имеет следующую скороподъемность, отмечаемую по высотомеру и часам:

время подъема на высоту 1 000 м — 7 мин.,
время подъема на высоту 2 000 м — 16 мин.,
время подъема на высоту 3 000 м — 30 мин.,
время подъема на потолок, 4 350 м, — 55 мин.

В отдельных случаях имело место достижение потолка 5 120 м в 96 минут.

---

[1] Анероид — металлический барометр

Визир

На самолете У-2 выпуска 1936 г. устанавливается визир системы НВ-5б (навигационный визир).

Визир служит для измерения в воздухе углов сноса, путевой скорости, курсовых и вертикальных углов. Он состоит из визирной рамки, двух кронштейнов с регулировочным механизмом и двух колодок для кронштейнов.

Визирная рамка является основной частью прибора, с помощью которой производятся замеры.

Кронштейны служат для установки рамки визира на борту самолета. Кронштейн со шкалой 0—180° крепится на правый борт; со шкалой 180—360° крепится на левый борт.

Колодки служат для крепления прибора на борту самолета с его наружной стороны.

Воздушный термометр

В случае необходимости определения температуры наружного воздуха на самолете устанавливается воздушный термометр. Он крепится на внутренней стороне передней стойки левой коробки крыльев. Своей шкалой термометр должен быть обращен к летчику и поставлен в удобном для отсчетов положении. Размеры термометра обеспечивают возможность производить отсчеты, наблюдая из кабин.

Примечания: 1. Работа контрольными контактами и переключателем магнето описана в главе «Управление мотором».

2. Описание заливного насоса дано в главе «Бензопитание»

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Из чего и как устроены приборные доски на самолете У-2?
2. В каком порядке должны быть расположены приборы на приборной доске?
3. Перечислите аэронавигационные приборы, имеющиеся на приборных досках самолета У-2.
4. По какому прибору можно судить о величине скольжения самолета?
5. Почему различны величины показаний термометров в первой и во второй кабинах?
6. Относительно чего (воздуха или земли) дает свои показания указатель скорости?
   Какие приборы требуют для своего устройства специальных приемников, устанавливаемых вне кабин?
7. Какую роль выполняет бурдоновская трубка?
8. В механизмах каких приборов применяется устройство коробки Види?
9. Почему трубки Пито должны быть поставлены строго горизонтально и в плоскости направления встречного потока воздуха?
10. Укажите главнейшие причины отказа масляного термометра и манометра
11. Какие правила надо соблюдать при укладке проводки к приборам?

ГЛАВА XII

УПРАВЛЕНИЕ МОТОРОМ

Под управлением мотором понимается совокупность действий по управлению газом, опережением зажигания и высотным корректором мотора (рис. 130).

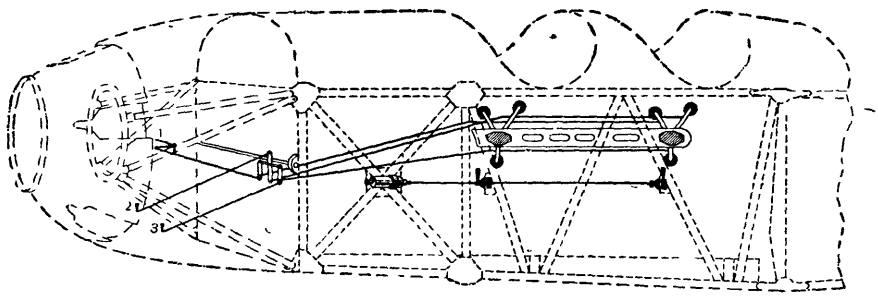


Рис. 130. Система управления мотором:

1—тяга опережения зажигания, 2—тяга к дроссельным заслонкам карбюратора, 3—тяга высотного крана.

Секторы управления мотором

Управление мотором может производиться из обеих кабин. Для этого на левой боковине фюзеляжа прикреплены секторы управления (рис. 131). Каждый сектор состоит из трех рычагов, изготовленных из кольчугалюминия. Соединение этих рычагов с сектором соседней кабины производится при помощи тяг. Для крепления секторов и тяг на боковине фюзеляжа имеется специальная план-

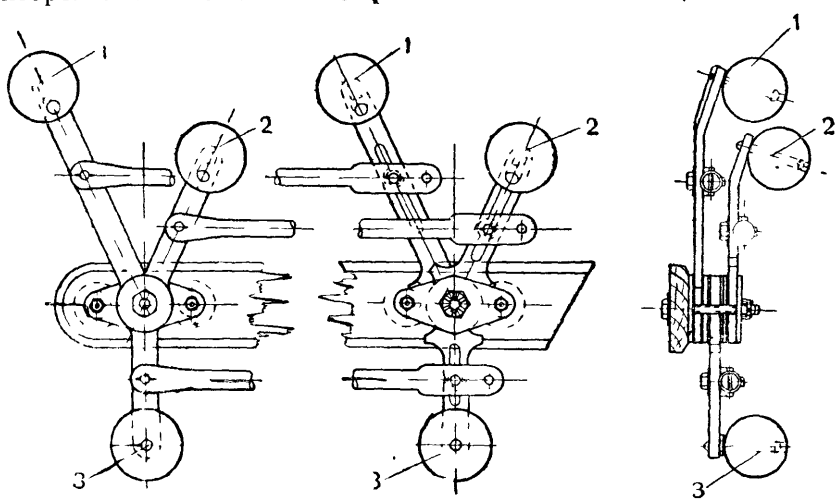


Рис. 131. Секторы управления мотором:

1—рычаг дроссельных заслонок, 2—рычаг опережения зажигания, 3—рычаг высотного корректора.

ка удлиненной формы. Рычаги сектора в нижних своих концах соединены вместе и вращаются вокруг центрального болта.

Два верхних рычага поставлены под углом 40°, причем один из них короче. Шарик третьего рычага обращен вертикально вниз.

Верхний рычаг (большой) служит для перемены положения дроссельной заслонки карбюратора (управления газом), вследствие чего меняется режим работы мотора.

Верхний рычаг (короткий) служит для управления зажиганием и связан с магнето, позволяя увеличить или уменьшить опережение зажигания.

Нижний (вертикальный) рычаг служит для управления высотным корректором и присоединен к высотному крану карбюратора. Переход на пользование высотным краном, обеспечивающим более экономное расходование горючего, производится, как правило, с высоты 500 м и выполняется по специальной инструкции.

Необходимость высотного крана объясняется тем, что при подъеме на высоту плотность воздуха уменьшается, и поэтому мотор засасывает (по весу) все меньше и меньше воздуха. Смесь получается чрезмерно богатой, и мощность мотора падает, в то время как удельный расход топлива увеличивается. Поэтому, чтобы не нарушать пропорции между топливом и воздухом, необходимо пользоваться высотным корректором, регулирующим соотношение воздуха и топлива с подъемом на высоту.

На самолетах выпуска 1938 г., в связи с установкой нового подогревателя, регулируемого из кабины пилота и ученика, на секторах установлен, кроме трех имевшихся рычагов газа, опережения и высотного корректора, четвертый рычаг, регулирующий положение заслонки подогревателя. Этот четвертый рычаг, головка которого окрашена в черный цвет, стоит на месте высотного корректора, рычаг же высотного корректора удлинен и поставлен за рычагом подогрева.

На верхних концах рычагов прикреплены деревянные шарики (из липы) для удобства накладывания руки при работе сектором. Для упрощения работы рычагами шарики окрашиваются в разные цвета согласно приводимой таблице.

Окраска шариков рычагов самолета У-2 разных годов выпуска

Наименование рычагов	Год выпуска самолетов		
	1934	1936	1938
Рычаг газа	Черный	Красный	Красный
Рычаг зажигания	Красный	Фиолетовый	Фиолетовый
Рычаг высотного корректора	Зеленый	Голубой	Голубой
Рычаг подогрева	Не ставился	Не ставился	Черный

Соединительные тяги секторов. При изменении положения рычага одного из секторов, вследствие наличия соединительных тяг, и соответственно и положение рычагов сектора другой кабины. Соединительные тяги изготовлены из стальных трубок наружного диаметра.

Вследствие того что места креплений тяг на моторе не находятся на одной прямой с рычагами, каждая тяга, отходящая от рычагов, состоит из двух частей. Для соединения их снаружи противопожарной перегородки поставлен передаточный механизм, играющий роль промежуточного рычага. Этот механизм сделан в виде шарнирно связанных между собой небольших рычагов, укрепленных на общей оси. От передаточного механизма по разным направлениям к мотору отходят продолжения тяг, изготовленных из 6-мм стальной проволоки.

Передаточный механизм прикреплен сверху на кронштейне к опорной трубе масляного бака, снизу — на металлическом подкосе, поставленном на внутреннюю сторону левой боковины.

При установке рычагов секторов они могут быть отрегулированы по своей высоте, для чего каждый рычаг имеет прорези, проходящие вертикально по стойке рычага.

Тяги могут быть отрегулированы при помощи наконечников. Регулировка тяг необходима для точного соответствия закрытия дроссельных заслонок карбюратора с ходом секторов.

Управление заслонкой подогрева воздуха, в отличие от управления газом и опережением, сделано гибким (стальная проволока в гибкой оболочке).

Управление зажиганием

Включение зажигания в каждой кабине может быть произведено самостоятельно (рис. 132). В систему зажигания входят свечи, два рабочих магнето (правое и левое), пусковое магнето, переключа-

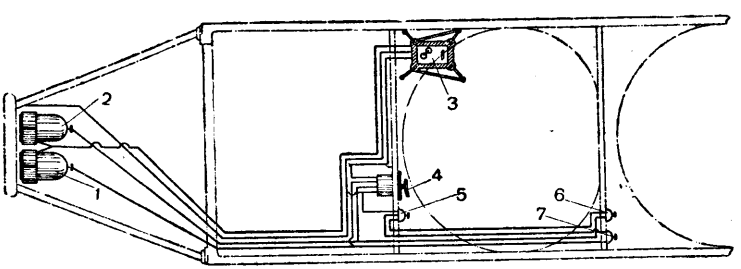


Рис. 132. Общий вид системы зажигания в плане:

1—левое магнето, 2—правое магнето, 3—пусковое магнето, 4—переключатель электрозавода, 5—тумблер выключения ученика, 6—тумблер правого магнето, 7—тумблер левого магнето.

тель, три контакта и комплект проводов. Один из контактов—контрольный—на три борна[1] находится в кабине инструктора; другие два контакта (выключатели тумблера) — в кабине ученика.

Свечи. В каждом цилиндре имеются две свечи, расположенные в головках цилиндров одна против другой. Постановка двух све-

[1] Борн — место присоединения провода.

чей обеспечивает более надежное искрообразование и равномерное воспламенение, способствующее быстрому сгоранию смеси в цилиндре. Кроме того в случае отказа одной из свечей зажигание обеспечивается от другой свечи.

Свечи, расположенные слева (передние), соединены с левым магнето, расположенные справа (задние) — с правым магнето. Условлено считать левыми те свечи, которые расположены ближе к винту.

При помощи провода высокого напряжения каждая свеча соединена с одним из борнов распределителей на рабочих магнето.

Порядок получения искр от клемм[1] магнето на свечи, в зависимости от порядка работы цилиндров, определяется следующей записью:

Номера цилиндров 1—3—5—2—4.

Номера клемм 1—2—3—4—5.

Отсюда видно, что проводник от первой клеммы на колодке магнето присоединяется к первому цилиндру; второй проводник — к третьему цилиндру; третий — к пятому; четвертый — ко второму; пятый — к четвертому.

Рабочие магнето. Рабочие магнето ставятся на горизонтальной площадке задней крышки картера мотора. Во время работы мотора любое из рабочих магнето может быть выключено или включено; это дает возможность проверить работу свечей от того или другого магнето в отдельности.

Включение или выключение рабочих магнето, обоих одновременно или каждого в отдельности, производится из первой кабины иначе, чем из второй. В первой кабине для этого служит переключатель, во второй—контакты (эти контакты действуют только при условии включения контрольного контакта инструктора).

Пусковое магнето. Для запуска двигателя ток высокого напряжения идет от пускового магнето, а от него через распределители рабочих магнето к свечам.

Пусковое магнето ставится в передней кабине на полу, справа от сиденья, с таким расчетом, чтобы летчику-инструктору было удобно вращать ручку магнето со своего места.

От пускового магнето идут три провода:

1) на оба магнето к колодкам распределения тока высокого напряжения с пометкой «Н»;

2) на переключатель к клемме с меткой «Р»;

3) на массу.

Переключатель. Переключатель позволяет осуществлять управление системой зажигания и контролировать в полете исправность работы магнето. На наружном диске переключателя, изготовленном из пластмассы или из сплава алюминия с цинком, выштампованы цифры «0», «1», «2», «1+2», относительно которых можно поворачивать рукоятку, поставленную в центре переключателя.

При положении рукоятки на «0» выключены все магнето (оба рабочих и пусковое).

На цифре «1» — включены левое магнето и пусковое.

---

[1] Клемма — зажим.

На цифре «2» — включены правое магнето и пусковое.

На цифрах «1+2» — включены оба рабочих магнето и пусковое.

Управление контактами ученика. Управление зажиганием производится из первой кабины, где сидит летчик-инструктор. Зажигание из второй кабины может быть осуществлено только в том случае, если включен контрольный контакт в кабине летчика (трехборновый тумблер).

Положение кнопки вниз указывает на то, что контакт включен, вверх — выключен. Для безошибочного использования контактов положение их рычажков на включение или выключение указано на металлических пластинках, прикрепленных рядом с контактами. Пластинка с надписью «выключено» крепится над контактом, с надписью «включено» — под контактом.

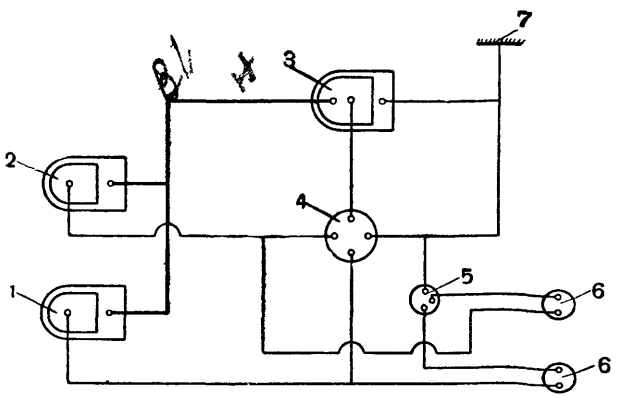


Рис. 133. Схема проводки зажигания:

1—левое магнето, 2—правое магнето, 3—пусковое магнето, 4—переключатель, 5—контрольный тумблер на три борна, 6—тумблеры включения магнето из кабины ученика, 7—присоединение провода на массу

Присоединение проводов первой кабины. На вырезах, устроенных в обшивке обтекателя перед первой приборной доской, слева и справа, имеются окна для осмотра задней стороны переключателя и присоединения проводки зажигания первой кабины. Вскрыв эти окна, можно видеть, что с помощью пяти проводов, присоединенных к переключателю, последний связан со всеми магнето, контрольным контактом и имеет отвод на массу.

Схему проводки зажигания см. на рис. 133.

Присоединение проводов второй кабины. К контактам второй кабины подведены провода первичной цепи магнето (к левому контакту от левого магнето, к правому — от правого). Другие провода от этих контактов идут на контрольный контакт кабины инструктора. Эти два провода проложены в кабинах слева.

Чтобы сократить путь проводки от контактов задней кабины на рабочие магнето, присоединение проводов от этих контактов сделано за провода, идущие от этих магнето к переключателю; это присоединение сделано у передней кабины.

Отвод на массу производится обычно присоединением провода переключателя к одной из крестовин расчалок, поставленных между верхними подкосами подмоторной установки.

Коллектор проводки. Проводка зажигания прокладывается по левой боковине внутри фюзеляжа и для предохранения от повреждений должна быть заключена в коллектор. Коллектор проводки во вторую кабину длиннее, чем в первую.

Коллекторы проводки устроены из сосновых планок и переклейки. Они прикреплены к боковине фюзеляжа алюминиевыми хомутиками. В тех местах, где провода не заключены в коллектор, они прикреплены при помощи специальных хомутиков к подкосам, стойкам и верхней обшивке кабины.

ГЛАВА XIII

ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

Электрооборудование на самолете У-2 используется для электроосвещения, обогревания трубок Пито и сбрасывания ракет. Все оборудование рассчитано на напряжение 12 вольт.

Управление электрооборудованием размещено преимущественно в первой кабине (рис. 134). В этой кабине находятся: аккумулятор,

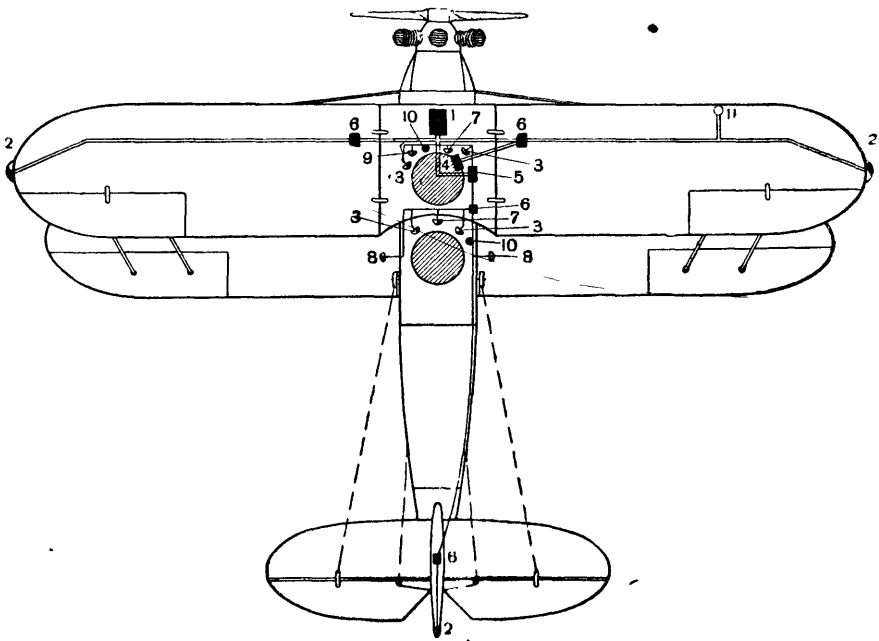


Рис. 134. Схема электрооборудования:

1—аккумулятор, 2—навигационные огни, 3—кабинные лампы, 4—электрощиток, 5—распределительная коробка, 6- контакт распределительной коробки, 7—лампочки к компасам, 8—лампочки к вибрам, 9—вольтметр, 10—реостаты, 11—подогрев трубок Пито.

выключатели, предохранители, распределительная коробка, электрощиток, вольтметр, кабинные лампы с реостатом, штепсельная розетка и переносная лампа.

Во второй кабине находятся: кабинные лампы, лампочка к компасу, лампочки к визиру и реостат.

На самолетах У-2 ВС заводом устанавливается полное электрооборудование; на остальных самолетах У-2 заводом ставится только электропроводка внутри крыла, чтобы в школах не приходилось прокладывать ее при монтаже электрооборудования.

Электрощиток крепится на полке первой кабины, в правой стороне ее.

Аккумулятор

Источником электроэнергии является аккумулятор, который устанавливается на полу первой кабины, между ногами летчика. Аккумулятор заключен в специальную железную коробку. В крышке коробки имеется резиновая прокладка, которой аккумулятор вплотную прижат к коробке, что необходимо для противодействия тряске.

Аккумулятор рассчитан на 10 ампер часов (примерно на 3 часа непрерывного полета).

Аккумуляторный предохранитель поставлен на борту фюзеляжа справа.

Рядом с предохранителем прикреплен на шпангоуте выключатель аккумулятора.

В левой стороне полки первой кабины ставится вольтметр, который служит для определения напряжения аккумулятора. По показанию вольтметра можно судить о степени заряженности аккумулятора.

Навигационные огни

Установка навигационных опознавательных огней позволяет самолетам заблаговременно заметить друг друга. При групповых полетах эти огни дают возможность каждому самолету держаться на определенной дистанции. Так как навигационные огни могут быть замечены с земли, они создают для летчика возможность обозначить свой подход к аэродрому и появление над ним.

Самолет У-2 несет следующие навигационные огни: два бортовых — по одному на консольной части каждого крыла — и один кормовой огонь на руле направления (рис. 135).

Расположение и расцветка навигационных огней одинаковы во всех странах, согласно международным правилам воздушной навигации.

На левом крыле поставлена лампочка красного цвета, на правом крыле—зеленого цвета, на хвосте—белый огонь. Постановка красного огня на левом крыле указывает, что другой самолет не должен обгонять по этому борту.

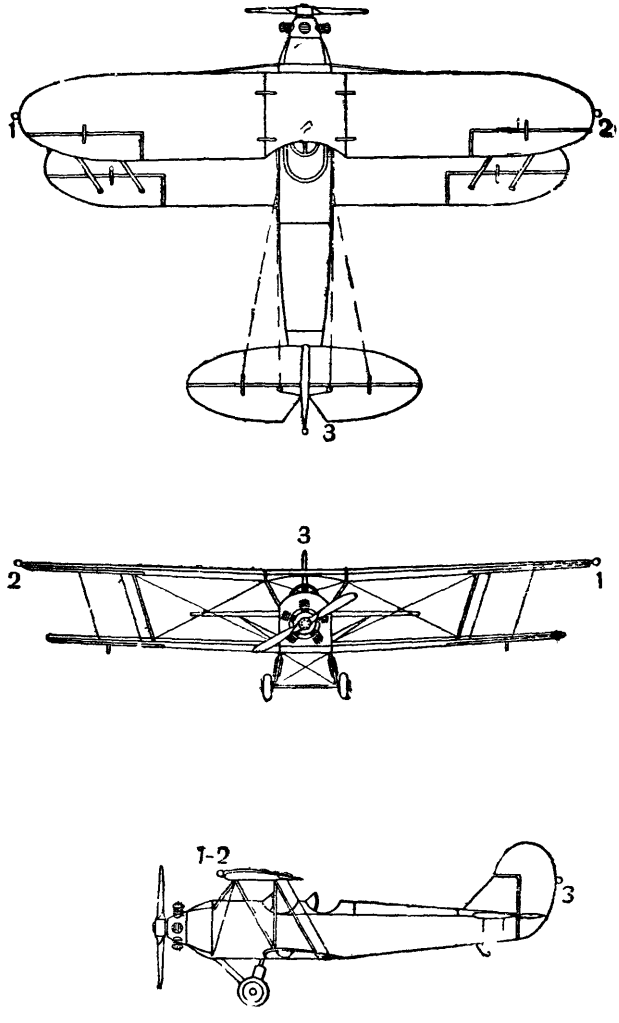


Рис. 135. Аэронавигационные огни самолета:
1—красный, 2—зеленый, 3—белый

Крепление навигационных огней. Фонари для бортовых огней прикреплены к крыльям посредством специального кронштейна, для чего в ободе вставлены литовые колобашки. Кронштейн сделан из алюминия и имеет обтекаемую форму. Фонарик кормового огня прикреплен к заднему ободу руля направления также при помощи кронштейна.

Светораспределение и его мощность. Углы светораспределения в вертикальной и горизонтальной плоскостях различны. В вертикальной плоскости для всех навигационных огней эти углы равны 180°

В горизонтальной плоскости их величины следующие: для бортовых огней 110°, для кормового огня 140°.

Мощность ламп бортовых огней должна быть по 25 ватт у каждого, у кормового огня — 10 ватт.

Видимость бортовых огней равна 1—2 км; кормового огня — до 5 км (в зависимости от состояния погоды).

Кабинные огни

Для освещения приборных досок и для возможности работать в кабинах ночью ставится внутреннее освещение (в виде фонариков). Кабинные огни устанавливаются с таким расчетом, чтобы световой поток от них не слепил глаза пилота и создавал достаточную и равномерную освещенность приборной доски.

В первой кабине ставятся две лампы: правая—на приборной доске, левая—на полке кабины. Во второй кабине также две лампы, которые размещены по бокам приборной доски. Мощность каждой кабинной лампы—5 ватт. Для освещения компасов установлены специальные лампы в 5 ватт; такие же лампы устанавливаются для освещения визира.

Посредине полки первой кабины ставится реостат, служащий для регулирования силы света кабинных огней.

Реостат (в 10 ом) рассчитан только на регулирование силы света ламп.

В целях дублирования кабинных огней, в том случае, если они почему-либо погаснут, а также для усиления освещения какого-либо участка, необходимо иметь переносную лампу. Розетка для нее поставлена в первой кабине справа. Лампа помещена в брезентовом футляре и имеет провод длиной 5 м.

Желательно также иметь с собой карманный электрический фонарик на случай порчи электроосвещения.

Управление огнями

Для управления огнями из первой кабины на правой стороне полки прикреплен щиток, на котором размещены: тумблер для включения навигационных огней, тумблер для подогрева трубки Пито, кнопки для зажигания и сбрасывания ракет и кнопка для сигнализирования навигационными огнями. Для управления огнями второй кабины на полке с правой стороны поставлен реостат В этой же кабине, по правой и левой боковинам, выведены провода для присоединения к лампе визира.

Предохранители. Распределительная коробка электрооборудования поставлена справа по борту внутри первой кабины. В этой коробке, называемой центральной, поставлены попарно четыре предохранителя в виде запаянных стеклянных трубочек, имеющих в середине свинцовую проволочку. Предохранители обеспечивают от короткого замыкания в проводке электрооборудования.

Проводка электрооборудования

Проводка электрооборудования устроена в виде жгута. Для предохранения от сырости и порчи последний пропитан изоляционным лаком. Жгут собран из отдельных изолированных проводов, обмотанных вместе кембриковой лентой[1]. Лента служит для предохранения жгута от механических повреждений. Жгут проходит от распределительного щитка, давая ряд ответвлений.

Проводка к бортовым навигационным огням. Проводка к навигационным огням и подогреву трубок Пито проложена от жгута по правой средней стойке центроплана. У верхнего узла этой стойки проводка разветвлена на консольные части верхних крыльев для присоединения к навигационным огням. Жгут правого крыла отличается только тем, что от него идут два провода к обогревателю приемника трубок Пито, чего нет у левого жгута.

Проводка внутри крыльев проходит по задней стенке переднего лонжерона. Вывод проводки к бортовым огням сделан от 14-й нервюры. Жгут, соединяющий проводку между правым и левым крыльями, проходит по задней стенке переднего лонжерона внутри центроплана.

К лонжеронам жгут крепится алюминиевыми обжимками; к нервюрам подвязывается изоляционной лентой.

Проводка к ракетам проходит по правому нижнему крылу.

Проводка к кормовому навигационному огню. Ответвление на кормовой огонь проведено от жгута по правой стороне фюзеляжа, вдоль его верхнего лонжерона. Для предохранения провода в том месте, где он выведен из фюзеляжа наружу и проходит внутрь руля направления, поставлена металлическая защитная оболочка (гибкий шланг). Провод выведен наружу у кормовой стойки снизу и проведен к фонарику по заднему лонжерону и по 4-й нервюре руля направления.

Помимо проводов к огням и к обогревателю трубок Пито, от жгута сделаны два ответвления к кабинным огням.

Коробки разъема. Для ответвления проводов в различных частях самолета поставлены разъединительные коробки Они необходимы для того, чтобы провода не мешали производить съемку отдельных частей самолета и позволяли проверять состояние электропроводки не только в целом, но и на отдельных ее участках.

Три двухклеммные коробки поставлены между передней и задней кабинами, внутри фюзеляжа, у правого борта. У торцовых нервюр с внутренней стороны передних лонжеронов поставлены две коробки для бортовых огней: правая — трехклеммная, левая — двухклеммная.

Для кормового огня двухклеммная коробка поставлена на нижней части кормовой стойки, внутри фюзеляжа.

Двухклеммная коробка разъема проводки к ракетам помещена на заднем лонжероне, между 13 и 14-й нервюрами правого нижнего крыла.

---

1 Кембриковая лента — хлопковая лента, пропитанная олифой.

Для осмотра состояния коробок в соответствующих местах имеются смотровые окна с алюминиевыми крышками на шомполах.

Заземление бака. Во время стоянки самолета на земле производится заземление бензинового бака. Это необходимо для уничтожения искрообразования, возможного вследствие возникания на ба-

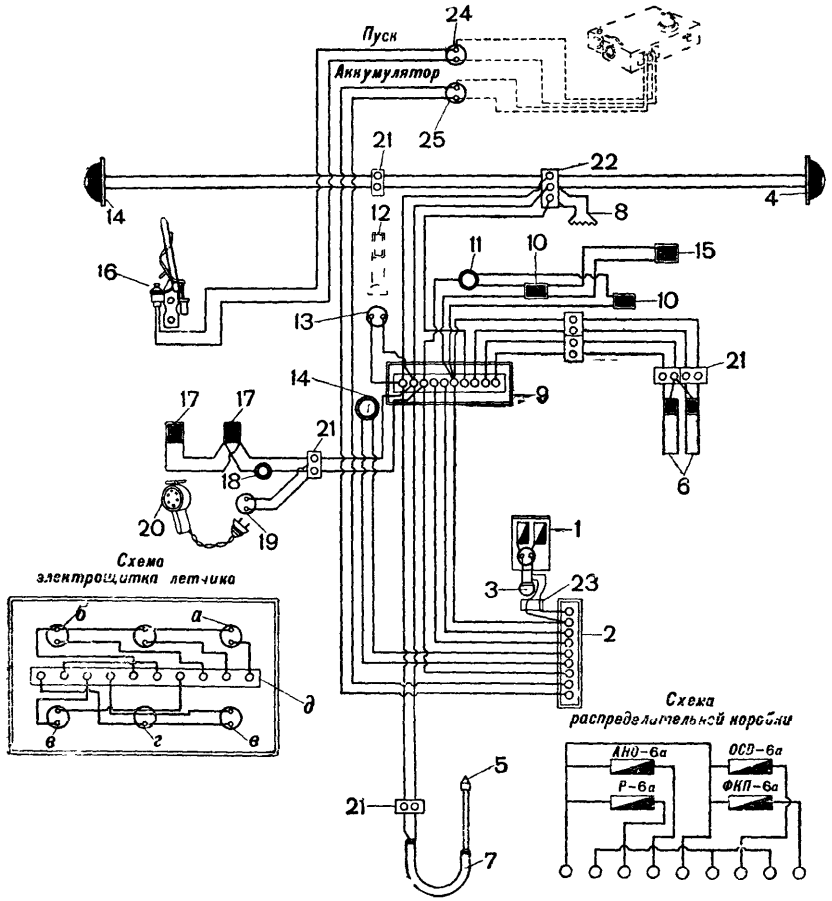


Рис. 136. Схема электропроводки:

1—аккумулятор 6 АТИ III 126, 2—распределительная коробка РК-34, 3—тумблер аккумулятора, 4—бортовой аэроогонь БС-35, 5—хвостовой аэроогонь ХС-35, 6—ракетодержатели обр. 1932 г., 7—гибкий шланг (типа А), 8—обогрев Босса, 9—электрощиток летчика ЭЛ-36, 10—кабинная лампа КЛС-35, 11—реостат кабинной лампы РЛ-12, 12—переносная лампа ПЛ-36, 13—штепсельная розетка с вилкой, 14—вольтметр, 15—лампа прицела ОП-1, 16—кнопка на гашетке фотокинопулемета, 17—кабинная лампа КЛС-35, 18—реостат кабинной лампы РЛ-12, 19—штепсельная розетка с вилкой, 20—светосигнальный прибор АСП-95, 21—двухклеммная разъемная коробка, 22—трехклеммная разъемная коробка, 23—колодка предохранителей 10а, 24—штепсельная розетка включения пуска, 25—штепсельная розетка включения аккумулятора Схема электрощитка летчика: а—одинарная кнопка для ракет, б—выключатель обогрева Босса, в—выключатель аэроогней, г—одиночная кнопка аэроогней, д—контактная колодка.

ке электрического заряда. Проводка заземления проходит по баку и состоит из трех проводников, изготовленных из 2-мм медного канатика. От бака эта проводка выведена по расчалке шасси на левую муфту оси. На одном из проводников имеется штырь, которым производится заземление.

Установка фары

Установка фары не предусмотрена заводом; однако в летных частях в некоторых случаях производят ее установку. Фара устанавливается снизу переднего лонжерона левого нижнего крыла, у его 8-й нервюры.

Фара состоит из рефлектора и манжет обтекателя. Последний имеет на левой стороне окно для осмотра проводки внутри фары и смены лампочки. Мощность света лампочки фары 100 ватт.

Освещение от фары важно в тех случаях, когда других средств освещения посадочной площадки нет; особенно необходимо иметь освещение от фары в случае вынужденной посадки ночью вне аэродрома.

Фара крепится посредством двух стальных пластинок, накладываемых сверху и снизу на лонжерон. В пластинках имеются четыре отверстия для прохода болтов крепления фары. Между пластинками и лонжеронами помещается резиновая прокладка.

На некоторых сериях самолетов выпуска 1938 г. установлено полное электрооборудование, аналогичное вышеописанному, но с добавлением нижеследующих деталей (см. схему на рис. 136): кнопки электровыключателя фото-кинопулемета с проводкой и розетки для включения светосигнального прибора АСП-95.

Примечание. Детальное описание электрооборудования прикладывается к каждому самолету.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Для каких целей используется электрооборудование на самолете У-2?
2. Какое назначение имеет аккумулятор?
3. По какому прибору можно судить о степени напряжения аккумулятора?
4. Можно ли выключить электроосвещение из второй кабины?
5. Почему красный огонь обозначается по левому борту самолета?
6. Какое назначение имеют реостаты?
7. Почему необходимо обогревать трубки Пито?
8. Для чего служит «жгут»?
9. С помощью каких приспособлений производится разъединение проводников по отдельным участкам электрооборудования?
10. Как и для чего производится заземление бензинового бака?

ГЛАВА XIV

ПОСТРОЙКА, ИСПЫТАНИЯ И УПАКОВКА САМОЛЕТОВ У-2

Методика современных расчетов, организация авиационного производства и развитие технологии авиационных материалов обеспечили возможность выпуска вполне надежных самолетов. Поэтому

подавляющее большинство летных происшествий является исключительно результатом небрежного отношения к эксплоатации самолетов или отсутствия должного ухода за ними.

Самолеты У-2 выпускаются сериями, однотипными по своей конструкции и летно-аэродинамическим данным. Для постройки самолетов имеются рабочие чертежи, составленные по образцовому самолету-эталону.

Технический контроль при постройке самолетов

За качеством изготовляемых деталей самолета следят специальные контрольные мастера. Кроме того при заводах создаются органы технической приемки в лице представителей заказчиков — приемщиков. Приемщики следят за ходом постройки самолетов своей серии, контролируя кондиционность[1] материалов и соответствие изготовляемых деталей чертежам и техническим требованиям.

На деталях более важного значения (например лонжеронах) приемщики ставят свои клейма. На этих же деталях должны быть поставлены клейма контрольно-испытательного отдела завода.

При обнаружении деталей ненадлежащего качества (перетяжеление их, отклонение от чертежей и т. п.) представители приемки имеют право не допускать их в дальнейшую работу, ставя браковочное клеймо.

При постройке самолета не допускается отклонений от эталона. Если же необходимы изменения, которые могут способствовать ускорению производственного процесса или упрощению эксплоатации самолета, это должно быть согласовано с приемщиками.

Общие сведения об устойчивости и управляемости самолетов

Симметрия самолета. Самолет должен быть симметричен относительно вертикальной плоскости, проходящей через продольную ось самолета и делящей его на правую и левую стороны.

Если нарушена весовая симметрия и одно из крыльев тяжелее другого, то это вызовет крен самолета в полете.

Нарушение геометрической симметрии может вызываться тем, что части и детали самолета, расположенные по обе стороны от плоскости симметрии, имеют неодинаковые размеры или неодинаково поставлены по отношению к встречному потоку воздуха.

Если бы крылья правой полукоробки имели искажение профиля по сравнению с левой, то это вызвало бы разницу в их лобовом сопротивлении и отразилось бы на поведении самолета в полете.

Часто встречается намеренное несоблюдение угловой установочной симметрии крыльев. Вызывается это необходимостью погашения реакции вращения винта, например: левые крылья самолета У-2 установлены под углом, бо́льшим, чем правые, на 20′ (правые имеют угол 2°, а левые 2°20′). С той же целью употребляется

[1] Кондиционный — отвечающий определенным условиям.

иногда геометрическая размерная асимметрия крыльев, т. е. правое (левое) крыло или крылья делаются несколько длиннее левых (правых) (самолет «Ансальдо»). И в том и другом случае создается момент, обратный моменту вращения винта. Совершенно не находит применения для поглощения реакции вращения винта весовая асимметрия. Ненамеренное или необусловленное нарушение угловой размерной или весовой симметрии в крыльях приводит к нарушению регулировки самолета. В зависимости от степени нарушения симметрии, угловой, весовой или размерной, самолет может валиться на крыло или только при брошенной ручке управления, или же должен быть удерживаем от сваливания на крыло в полете отклонением ручки в сторону, обратную крену самолета. В первом случае мы имеем небольшую асимметрию, во втором — грубое нарушение угловой симметрии в результате неправильной регулировки.

Нарушения симметрии возникают и в результате неравномерного распределения грузов на самолете и т. д. В этих случаях летчик вынужден придавать правильное положение самолету с помощью органов управления. Поэтому для каждого самолета надо добиваться хорошей управляемости.

Управляемость и устойчивость самолета. Чем быстрее и лучше реагирует самолет на действие рулями, тем выше степень его управляемости, тем легче летчику изменить положение самолета в воздухе или сохранить то положение, которое достигнуто.

При конструировании каждого самолета важно добиться, чтобы самолет не только «слушался рулей», был управляемым, но и был устойчивым. Устойчивым называется такой самолет, который, не требуя дополнительных усилий со стороны летчика, сам способен сохранять то положение, которое ему придано. Достижение хорошей управляемости и устойчивости является одной из наиболее трудных задач при проектировании и постройке самолета.

Самолет У-2 принадлежит к числу особо устойчивых машин, что весьма важно, так как он предназначен для первоначального обучения полетам. Чем устойчивее самолет, тем больше приходится отклонять рули. Устойчивым может считаться самолет, способный сохранять свое положение не только в прямолинейном горизонтальном, но и в любом другом режиме полета. Устойчивый самолет труднее вывести из приданного ему режима полета.

Мало устойчивый самолет требует почти непрерывного действия рулями. Так как на самолете У-2 летают начинающие летчики, для которых контроль за положением в полете еще затруднителен, придание хорошей устойчивости было особенно важной задачей для конструктора самолета.

Равновесие самолета в полете. Для обеспечения самолета условиями устойчивости необходимо равновесие сил и моментов самолета в состоянии установившегося движения (рис. 137).

Вращая самолет относительно главных осей вращения, летчик имеет возможность из любого режима перевести самолет путем управления на прямолинейный горизонтальный полет. В этом полете самолет не должен пикировать или кабрировать, сваливаться на левое или на правое крыло, или заворачивать в стороны. Это

может быть достигнуто при наличии равенства моментов сил, вращающих самолет относительно его трех осей вращения. Соответственно названиям этих осей различают равновесие (а также устойчивость и управляемость) продольное, поперечное и путевое.

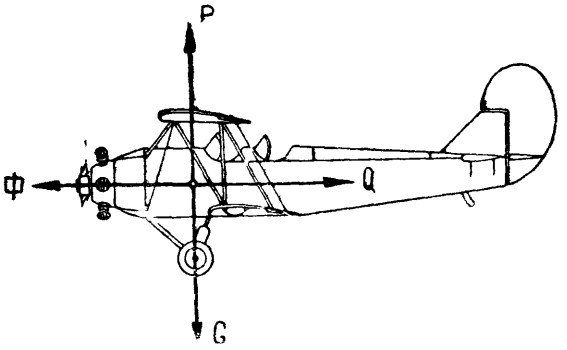


Рис. 137. Схема сил, действующих на самолет в горизонтальном полете.

Поперечное равновесие. Поперечное равновесие самолета будет соблюдено в том случае, если моменты подъемных сил, приложенных на правой и левой полукоробках, будут равны (рис. 138). Если же одно из крыльев окажется тяжелее или на одном из них будет приложена какая-либо другая посторонняя сила (влияние реакции винто-моторной группы), или точки приложения

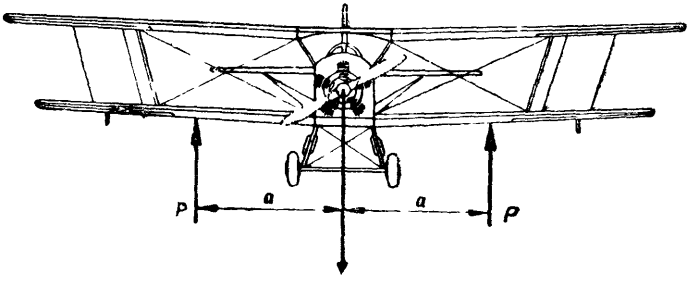


Рис. 138. Условие поперечного равновесия самолета (моменты равны).

слагающей подъемных сил будут находиться на разном расстоянии от плоскости симметрии самолета, то поперечное равновесие будет нарушено, и самолет начнет поворачиваться вокруг продольной оси.

Симметричность самолета облегчает и упрощает задачу создания устойчивого равновесия в поперечном отношении.

Равновесие пути. Равновесие пути, которое определяется как способность самолета сохранять прямолинейность движения, не

заворачивая ни вправо, ни влево, также облегчается благодаря симметричности самолета. Условием равновесия пути является равенство моментов сил сопротивления, действующих на полукоробки; если же равновесие пути не будет соблюдено, то в момент, когда сила сопротивления на одной из полукоробок окажется большей, самолет начнет поворачиваться вокруг вертикальной оси (рис 139)

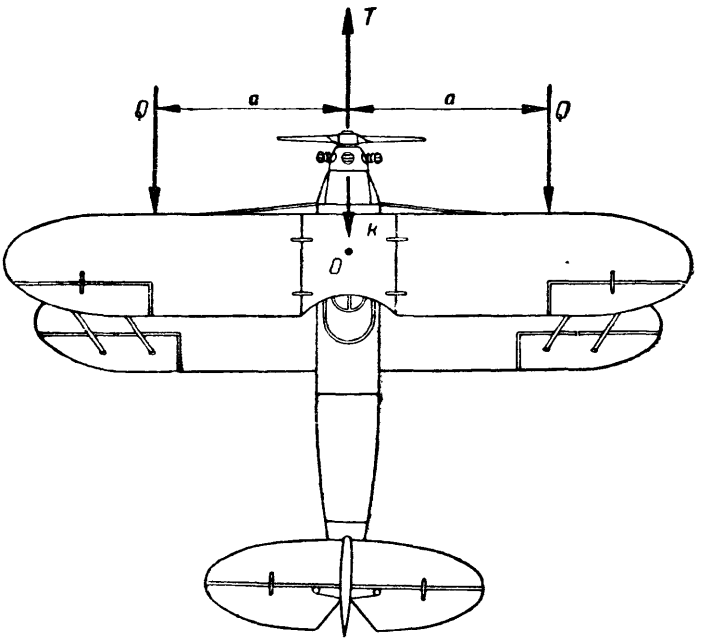


Рис. 139. Условие путевого равновесия самолета.

Продольное равновесие Осуществление продольного равновесия имеет ряд особенностей, связанных с тем, что передняя часть самолета несимметрична по сравнению с задней. Даже при небольшом изменении наклона самолета подъемная сила значительно меняется, и вслед за этим нарушается положение самолета в полете.

Продольное равновесие возможно в том случае, если момент сил, действующих на полукоробки летящего горизонтально самолета, может быть уравновешен моментом сил, действующих на хвостовое оперение. Если равенства этих моментов не будет, не будет и продольного равновесия; самолет начнет поворачиваться вокруг поперечной оси.

Соотношение моментов крыльев и оперения. Меняя положение ручки управления и отклоняя рули высоты, можно подобрать такое соотношение моментов крыльев и хвостового

оперения, при котором достигается продольное равновесие. Если при этом меняется число оборотов мотора или угол атаки, с которым самолет летит (с помощью руля высоты), то самолет будет переведен в другой режим полета; при этом понадобится подобрать новое равенство моментов, обеспечивающих равновесие.

Устойчивость самолета. Добившись равновесия в полете и непрерывно следя за положением самолета, летчик вынужден действовать рулями и элеронами, если окажется, что под влиянием каких-либо внешних причин (самостоятельно и произвольно, помимо воли летчика) самолет будет выходить из достигнутого режима полета. Чем чаще летчик прибегает к использованию рулей для удержания самолета в определенном режиме полета, тем хуже, значит, устойчивость самолета.

Устойчивый самолет сам способен сохранять и восстанавливать тот режим полета, который ему придан летчиком. Однако эта способность самолета к устойчивости проявляется лишь по отношению к незначительным колебаниям. Более резкие отклонения от заданного самолету режима полета не могут быть устранены до тех пор, пока сам летчик не прибегнет к помощи рулей и не возвратит самолет в то положение, из которого он был выведен.

Роль киля и стабилизатора. Специальные органы устойчивости — киль и стабилизатор — не являются безусловно обязательными для каждой конструкции самолета. Еще недавно применялся предшественник самолета У-2—самолет У-1, путевая устойчивость которого достигалась тем, что его длинный фюзеляж имел прямоугольную форму, а вертикальные стенки как бы заменяли отсутствующий киль. На этом основании фюзеляж самолета У-2 также сделан прямоугольной формы.

Лучшая устойчивость самолета в продольном отношении достигается тогда, когда величина изменений момента сил, действующих на хвостовое оперение, больше величины изменения момента сил, действующих на крылья. Более быстрое (и на бо́льшую величину) изменение момента оперения по сравнению с изменением момента крыльев является основным требованием продольной устойчивости

Размеры стабилизатора должны быть подобраны с таким расчетом, чтобы обеспечивать самолету возможность продолжать полет даже и в том случае, если летчик бросил ручку управления. Если самолет правильно отрегулирован и число оборотов мотора подобрано такое, при котором реактивный момент винта равен добавочному моменту, создаваемому увеличением угла атаки левой полукоробки крыльев, то на самолете создаются весьма благоприятные условия для его пилотирования.

Влияние скоса потока воздуха. Для продольной устойчивости необходимо учитывать влияние так называемого скоса потока воздуха. Это явление связано с тем, что при обтекании крыльев воздух меняет за ними направление своего движения и поэтому встречает хвостовое оперение под иным углом, чем тот угол, под которым он встречал крылья. Скос потока является отрицательным фактором в обеспечении устойчивости самолета, так как ухудшает ее условия. Поэтому площадь стабилизатора и расстояние хвосто-

вого оперения до центра тяжести самолета должны быть подобраны с поправкой на скос потока воздуха.

При посадке самолета скос потока воздуха становится уже положительным фактором, способствуя лучшему выравниванию самолета

Влияние аэродинамической тени крыльев. На устойчивость самолета большое влияние оказывает также создание так называемой аэродинамической тени крыльев. Поток воздуха, возмущенный сопротивлением крыльев, создает зону, в которой скорость движения воздуха будет меньше. Наличие этой зоны, так же как и скос потока воздуха, ухудшает устойчивость самолета.

Вихри, сбегающие с крыльев, могут вызвать вибрацию горизонтального оперения при попадании его в аэродинамическую тень от крыльев. При конструировании самолета нужно так расположить хвостовое оперение, чтобы оно находилось за пределами аэродинамической тени; в этом случае не будет резкого ухудшения устойчивости самолета. Поэтому на самолете У-2 киль и руль направления расположены довольно высоко и не являются целиком «затененными».

Влияние завихрений от фюзеляжа и винта. Значительно вредное влияние оказывают завихрения, образуемые фюзеляжем и сочетанием его с крыльями. Эти завихрения создают как бы торможение в работе хвостового оперения, уменьшая устойчивость самолета. Чтобы ослабить это влияние фюзеляжа, поверхности хвостового оперения самолета У-2 имеют увеличенную площадь.

Лучшую управляемость самолета создает расположение хвостового оперения в струе потока воздуха от винта. Это происходит потому, что при этом увеличивается быстрота изменения момента оперения.

Испытания самолетов

Испытания самолетов разделяются на государственные, заводские и войсковые; заводские испытания разделяются в свою очередь на полные, серийные и сдаточные. Каждый новый опытный самолет проходит последовательно полные заводские испытания по специальной программе, затем, по исправлении всех дефектов и доводки, передается на государственные испытания, производящиеся в НИИ УВВС, после чего поступает, в случае благоприятных данных, на войсковые испытания в часть, где и выносится окончательное решение о целесообразности запуска данного самолета в серию.

Серийным испытаниям обычно подвергаются только первые самолеты (эталоны) данной серии.

В зависимости от условий производства испытаний они делятся на 1) технические (проводимые на земле) и 2) полетные (проводимые в воздухе).

Порядок проведения технических испытаний. Для испытаний каждый изготовленный самолет передается на заводской аэродром для сборки, регулировки и подготовки к полету.

Технические испытания начинаются с наружного осмотра и проверки нагрузки самолета.

Одновременно проверяются приборы и оборудование самолета, емкость баков, а также правильность сборки и регулировки

Для определения общего веса и положения центра тяжести при различных нагрузках производят взвешивание самолета (пустого и с различными нагрузками).

Порядок проведения полетных испытаний. Полетные испытания заключаются в проведении ряда полетов, выявляющих поведение самолета при различной обстановке в воздухе. Первый полет для «облета» машины продолжается 25 минут; полетный вес строго не выдерживается, так как этот полет имеет значение только как проба новой машины в воздухе.

В дальнейших полетах, совершаемых всегда с полной нагрузкой, определяются горизонтальные скорости самолета: у земли (на высоте 100 м) и на различных высотах (максимальная, эксплоатационная, минимальная и посадочная скорости) Кроме того для определения управляемости самолета устанавливается поведение его при выполнении виражей, восьмерок и различных фигур высшего пилотажа Отдельно ведутся полеты на определение скороподъемности самолета, его устойчивости на различных режимах работы мотора, при различной высоте и с различными нагрузками, продолжительности пребывания в воздухе, радиуса действия и др.

На земле производятся замеры длины и времени разбега и пробега самолета.

По окончании испытаний подводится итог часов налета, количества посадок. В формуляре отмечается прохождение самолетом испытаний и записывается заключение о допущении его на эксплоатацию с указанием всех отклонений, которые были обнаружены

Испытания проводятся специальной комиссией с представителями отдела технического контроля, конструкторского бюро завода и заказчика.

Упаковка самолета

Запасные комплекты к самолету. Каждый самолет У-2 при выпуске с завода снабжается запасным комплектом тех частей и деталей, которые быстрее других изнашиваются в эксплоатации и могут быть легко заменены.

В одиночный комплект входят:

1	Костыль с упором и поворотной трубой . .	1 шт
2	Стальные накладки для пятки костыля . . .	2 »
3	Подкосы мотоустановки	2 »
4	Муфты оси шасси	4 »
5	Дужки под крылья	2 »
6.	Винт воздушный	1 »

Кроме того прилагается комплект мелких деталей соединени (серьги, ушки, шплинты и т п) и брезентовая сумка с инструмен том, в которой содержится:

1 Ключ шведский № 2.
2 Отвертка № 2
3 Молоток слесарный (весом 400 г).
4 Ключ для наружных лент-расчалок.
5 Насос для заливки цилиндров мотора.
6 Насос для накачивания камер.
7 Фасонный ключ для пробок баков
8 Перочинный нож.
9 Плоскогубцы (пассатижи).

Для замены крупных частей самолета выпускается один групповой комплект на каждые 10 самолетов (см приложение 6)

Упаковка самолетов У-2 в ящик. Выпущенные с завода новые самолеты У-2 при перевозке по железной дороге упаковываются в один ящик (рис. 140). Крышка ящика имеет поперечный дуговой скат; на одной из торцовых стенок делается дверь Кроме того легко отделить любую торцовую стенку ящика, развинтив гайки на узлах разъема его стенок

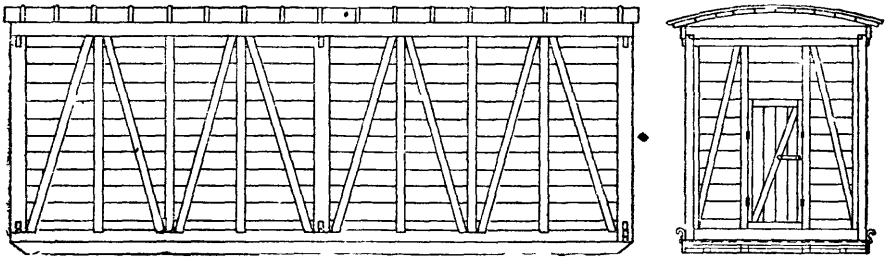


Рис. 140. Ящик для упаковки самолета.

Для вентиляции торцовые стенки ящика имеют «отдушники», прикрываемые железными крышками с сетками

Крышка ящика обивается толем, а стенки обшиваются пергамином, обладающим водонепроницаемостью

Перед упаковкой фюзеляж, крылья и оперение должны быть насухо вытерты; все, что покрыто эмалитом, должно быть промыто и насухо вытерто Металлические части должны быть смазаны техническим вазелином, тросы и ленты расчалки смазаны и обвернуты бумагой В баках, в магистралях и помпе не должно быть ни бензина, ни масла При длительной транспортировке баки опоражниваются от бензина и подвергаются в противокоррозийных целях специальной обработке, так называемой «прожировке», заключающейся в покрытии внутренних стенок бака с помощью специального распылителя тонким слоем вазелинового масла с 5% парафина Мотор подвергается консервации по специальной инструкции

Все капоты должны быть исправны и закреплены на местах шомполами и булавками.

Вдоль стенок ящика размещают крылья, хвостовое оперение и

другие детали. Они крепятся на стенках суровой тесьмой, деревянными планками, под детали подкладываются войлок и ветошь, чтобы предохранить их от трения и ударов (в особенности места узлов креплений и наиболее нагружаемые в полете детали).

В средней части ящика помещается фюзеляж с собранным шасси и костылем (но без колес). На полу ящика набиваются бобышки с накладками, препятствующие фюзеляжу сдвигаться с места.

Для того чтобы фюзеляж не опрокинулся на нос, поперек ящика крепится брусок на высоте вала мотора.

Лыжи, колеса, винты и ящики с запасными частями также укладываются на полу ящика.

При распаковке ящика необходимо проверить соответствие упакованных в нем частей описи, осмотрев, в каком состоянии они дошли.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Что называется эталоном самолета?
2. Какие задачи лежат на органах технической приемки?
3. Как определяется симметричность самолета?
4. Чем вызываются нарушения геометрической симметрии самолета?
5. В каких случаях проводится намеренное несоблюдение симметрии?
6. К какому типу по характеру его устойчивости принадлежит самолет У 2?
7. Какой самолет считается устойчивым?
8. Чем обеспечивается поперечное равновесие самолета?
9. При каком условии может быть достигнуто продольное равновесие самолета?
10. В чем заключается влияние скоса потока воздуха?
11. Как должно быть расположено хвостовое оперение по отношению к струе потока воздуха от винта?
12. С какой целью делают более увеличенными размеры хвостового оперения самолета?
13. Какие существуют виды испытаний?
14. В каком порядке производятся испытания и в чем они заключаются?
15. Кем проводятся испытания самолетов?
16. Какие самолеты подвергаются полным испытаниям?
17. Где производятся испытания самолетов?

ЧАСТЬ ВТОРАЯ

ОБСЛУЖИВАНИЕ И ЭКСПЛОАТАЦИЯ САМОЛЕТА У-2

★

ГЛАВА XV

РАЗБОРКА САМОЛЕТА

Разборка самолета может быть вызвана различными причинами: она может потребоваться на месте вынужденной посадки, если нельзя там же взлететь; после аварии, если перевозить поломанный самолет в собранном виде труднее, чем в разобранном, и т. д.

При аварийной разборке стараются сохранить целыми как можно больше частей, но для ускорения работ некоторые поврежденные части приходится отпиливать и отрубать.

Самостоятельное значение имеет разборка при сдаче самолета для просмотра частей и деталей по выполнении определенного налета часов, положенного для данной конструкции самолета.

Разборка самолета с учебной целью обеспечивает лучшее изучение его конструкции.

Желательно, чтобы разборка происходила на ровном просторном месте с твердым грунтом. Вести ее на песке или на высокой траве хуже, так как будет трудно разыскивать оброненные мелкие детали. Удобнее всего, если разборка производится под укрытием, например, в ангаре.

Виды разборки

Различают следующие виды разборки: полную, неполную и частичную.

Полная разборка необходима при капитальном ремонте или для изучения конструкции самолета.

При полной разборке снимаются: мотор, коробки крыльев с центропланом, хвостовое оперение и шасси.

Неполная разборка производится для того, чтобы упростить обращение с самолетом (при транспортировке, сдаче на хранение), уменьшить его габаритные размеры путем отнятия крыльев или снятия мотора, не разбирая всех частей самолета, и т. п.

Частичная разборка связана с ремонтом или заменой каких-либо отдельных деталей самолета.

Подготовка к разборке

Прежде чем начинать разборку, следует подготовить и разложить инструмент, поднести стремянки, козелки, подставки, столы Порядок разборки должен быть заранее намечен.

Для инструмента и снимаемых деталей должны быть расставлены столы или разостланы куски брезента, чтобы детали самолета меньше пылились, не могли затеряться и чтобы их не перепутать.

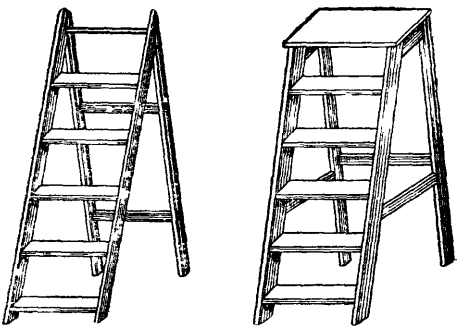


Рис. 141. Лестница и стремянка.

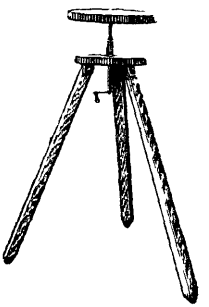


Рис. 142. Регулировочный козелок под хвост.

При разборке необходимо иметь следующие приспособления:

1) раздвижные лестницы (рис. 141);
2) стремянки (лестницы с площадками);
3) козелки под хвост (раздвижной с домкратом и нераздвижной) (рис. 142);
4) колодки, используемые как подставки под ось шасси;
5) подставки под крылья и под фюзеляж;
6) блок-таль.

Правила разборки

При разборке надлежит соблюдать следующие общие правила:

1) изучить указания о производстве разборки и осмотреть все те крепления, где будет происходить разъединение частей и деталей,

2) подготовить детали соединений, сняв шплинты, ослабив расчалки, отвернув (но не до конца) гайки;

3) проводить разборку последовательно, стараясь не вызвать в частях и деталях самолета излишних напряжений; например, не следует снимать только одну полукоробку, оставляя другую в нетронутом виде;

4) проводить разборку таким образом, чтобы не возникало опасности капотирования самолета и нарушений весовой симметрии;

5) пользоваться именно тем инструментом, который специально приспособлен для работы с той или иной деталью, например, гайку отворачивать гаечным ключом, специально подходящим к ней,

но не пользоваться для этого плоскогубцами или круглогубцами, чтобы не сбивать граней гайки;

6) оставлять мелкие детали соединений на своих местах (при крупных деталях), отнюдь не разбрасывая их после того, как одна часть отделена от другой;

7) размечать снятые детали (подвесив бирки) и раскладывать, желательно делать это симметрично, чтобы не спутать, какие детали относятся к правой и какие к левой полукоробке;

8) сняв части и детали, позаботиться об их очистке и приведении в исправность, устраняя дефекты, обнаруживаемые при разборке.

Порядок разборки

При полной разборке необходимо прежде всего слить бензин и масло из баков самолета.

Начинать разборку самолета следует со съемки винта и мотора. Винт рекомендуется снимать и в тех случаях, когда мотор останется на самолете, для того чтобы не повредить его при съемке крыльев.

Центроплан при ангарной разборке не снимается.

Разборка в ангаре ограничивается съемкой мотора, хвостового оперения и крыльев.

Шасси снимается, только если это необходимо.

Для разборки самолет должен быть поставлен в удобное положение; под концы крыльев устанавливаются подставки для предохранения от сваливания на крыло.

Съемка винта. Для съемки винта необходимо отсоединить проволочку, крепящую контровую пластинку, поставленную поперек зажимной гайки винта. Освободив пластинку, нужно отвернуть контровую гайку втулки винта специальным ключом, под действием которого втулка винта сходит с носка коленчатого вала мотора.

Съемка мотора. После съемки винта приступают к съемке мотора. Поскольку мотор М-11 относительно легок (165 кг без агрегатов), его съемку можно производить и вручную, но удобнее и легче снимать мотор при помощи блока-тали, подвешенного на стропилах ангара или на специальных козлах.

Предварительно снимаются листы капота, а затем отсоединяются все трубопроводы и проводники.

Первой операцией по подготовке к съемке мотора является съемка карбюратора; для этого отсоединяют маслопроводы, подведенные к карбюратору, и одновременно бензопроводы, тяги газа и высотного крана.

Ко второй операции относятся: отсоединение проводников магнето и тяги управления мотором (проводники следует помечать бирками); съемка гибкого вала счетчика оборотов; отсоединение трубки, идущей от помпы к манометру; отсоединение Г-образной трубки, идущей от помпы к масляному отстойнику, и трубки, идущей к термометру.

Для съемки мотора вручную требуется минимум три человека, чтобы равномернее распределить нагрузку от веса мотора.

Первоначально все гайки должны быть отвернуты на несколько ниток; одновременно все гайки снимать не следует. Ослабив крепления, гайки снимают одну за другой, придерживая мотор руками. В последнюю очередь должны быть сняты три гайки—две верхние и одна нижняя; из них первой снимается нижняя гайка.

Сняв последние три гайки и вынув их болты, осторожно, поддерживая мотор за носок и цилиндры, снимают мотор с рамы и спускают его на заблаговременно подставленную тумбу.

Съемка мотора талью. Самолет, подготовленный для съемки мотора, подводится под таль, после чего стропы заводятся под второй и пятый цилиндры (при снятых тягах).

Выбрав слабину в стропах, отвертывают гайки и вынимают болты, крепящие мотор к моторной раме, после чего самолет отводится в сторону; в этот момент необходимо предохранять мотор от раскачивания на стропах.

Когда самолет будет отведен из-под тали, мотор опускают на тумбу и подставляют под нее противень для стока масла.

Мотор укладывается на тумбе носком вверх; чтобы при укладке не повредить о тумбу места присоединения агрегатов мотора, желательно, чтобы ребра тумбы были обиты мягкими подкладками.

После съемки с самолета мотор должен быть подготовлен к хранению согласно инструкции. Независимо от указаний инструкции, все штуцеры надлежит закрыть пробками, отверстия суфлера и всасывающие патрубки — бумагой. Мотор должен быть вытерт и закрыт чехлом или куском брезента.

Подмоторная установка может быть снята сразу или путем последовательной разборки отдельных ее деталей.

Разборка крыльев. Для разборки крыльев необходимо разъединить проходящие внутри крыльев электропроводку, тросы элеронов и проводку к трубкам Пито.

Для разъединения тросов элеронов следует открыть люки в местах их крепления на верхних и нижних крыльях у фюзеляжа (рис. 143). Отсоединяя тросы, нельзя упускать трос, идущий внутри крыла, так как иначе он ускользнет в крыло, и, чтобы достать его оттуда, придется разрезать обтяжку. Поэтому этот трос должен быть привязан бечевкой на торцовой части крыла, например, к нервюре.

Для отсоединения проводки к трубкам Пито надо снять резиновые трубочки на верхнем конце передней стойки правого крыла, где изнутри подходят к стойке алюминиевые трубки этой проводки, сделав то же и для трубок, выходящих из фюзеляжа.

Одновременно разъединяется электропроводка, после чего приступают к съемке обтекателей и лент. Предварительно необходимо произвести расшплинтовку всех отворачиваемых гаек, отвертывая их на два-три оборота.

Ленты снимаются раньше стоек; сначала снимаются несущие ленты, как ненагруженные на земле, после них поддерживающие. Для съемки ленты необходимо ее вывернуть с помощью специ-

альных гаечных ключей, охватывая ленту ключом вблизи места ее крепления, чтобы лента меньше подвергалась скручивающим усилиям. Удобнее снимать ленту вдвоем: один человек должен держать ключ на нижнем конце ленты (у фюзеляжа), а другой — стоя на стремянке, на верхнем конце ее крепления.

После съемки поддерживающих лент разборку надо вести особенно осторожно, так как жесткость коробки будет нарушена.

В первую очередь снимаются нижние крылья. Один из работающих должен стать у консольной части крыла, лицом к фюзеляжу, держась за концы лонжеронов крыла; двое становятся у узлов крепления крыла к фюзеляжу, с передней и задней сторон крыла; четвертый, стоя на лестнице, должен поддерживать верхнее крыло за его консольную часть, что станет необходимым после того, как будут разъединены нижние крепления стоек.

Если болты крепления не выходят легко, их следует осторожно выколачивать с помощью бородка; стоящий на консольной части должен слегка покачивать крылом вверх, вниз и в сторону, как ему будет указано, чтобы содействовать более легкому выходу болтов из их отверстий.

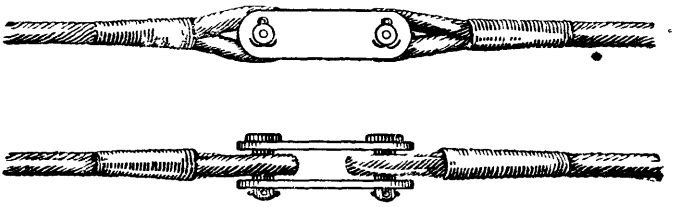


Рис. 143. Соединение тросов управления элеронами в крыле.

Вынув крыло, относят его для укладки в специальный стеллаж или осторожно прислоняют к стене, опустив на колпачки передней кромки.

При съемке верхнего крыла двое становятся на стремянки у узлов присоединения крыла к центроплану, третий поддерживает крыло за консольную часть, четвертый, соединив стойки вместе, должен поддерживать крыло снизу.

Для поддерживания верхнего крыла, после того как снято нижнее, должны применяться специальные подпорки (в виде перекладины с шестом), подставляемые под нервюру на конце крыла.

Когда болты вынуты, стоящие на стремянках осторожно вынимают крыло и, наклоняя его немного на переднюю кромку, передают его принимающим крыло снизу; сами же осторожно сходят со стремянок, продолжая поддерживать крыло и не выпуская его, пока внизу не примут его полностью. Так как стойки отсоединяются при разборке вместе с верхним крылом, они должны быть сняты и разобраны после съемки крыла с самолета.

Снятые с самолета крылья должны быть вытерты; также необходимо протереть болты креплений, осмотреть их и поставить на узлы, навернув снизу гайки. Ленты должны быть вытерты, очи-

щены, сложены и слегка смазаны вазелином Элероны от крыльев обычно не отделяются; межэлеронные ленты снимаются одновременно со стойками. Шарниры крепления элеронов следует тщательно осмотреть (особенно верхние, поскольку они не так часто, по сравнению с нижними, бывают доступны для осмотра).

Стойки должны быть протерты, их наконечники—собраны и смазаны Затем стойки обвертываются промасленной бумагой и связываются вместе; на них делаются пометки, какие из них правые и какие левые.

Съемка хвостового оперения. Хвостовое оперение снимается после того, как сняты крылья

Во избежание опрокидывания самолета после снятия хвостового оперения, необходимо или привязывать к хвостовой части какой либо груз (например мешок с песком), или привязать хвост к крюку или штопору, ввинченному в пол

Перед съемкой хвостового оперения должна быть снята проводка управления рулями.

Если она тросовая (на машинах выпуска 1934 г), то тросы должны быть собраны в бухточки, которые не следует делать очень маленькими (не менее 10 см), чтобы не было порчи троса из за его чрезмерного сгибания или вытягивания Предварительно тросы надо промыть керосином, насухо вытереть и слегка смазать вазелином Тросы надо подвесить по бокам фюзеляжа на рычаги управления рулями высоты, свернув их в бухточки и обвернув промасленной бумагой

Если проводка проволочная (на самолетах выпуска 1936 г), то проволоки складываются вдоль лент, снятых с крыльев. Отдельно снимаются пружины и тросы управления костылем

При разборке хвостового оперения первоначально снимается руль направления, для чего вынимаются шплинты и валики из шарниров их крепления; валики должны быть оставлены на вильчатых болтах руля Таким же образом снимаются рули высоты.

Сложнее снимается стабилизатор, так как он укреплен в семи местах При съемке, поддерживая стабилизатор на руках, первоначально отсоединяют подкосы, а затем вильчатые болты, крепящие его на фюзеляже и гребенке Детали соединений стабилизатора остаются на фюзеляже

Вынимать стабилизатор следует весьма осторожно, чтобы не испортить его обтяжки и покрытия; при этом нельзя делать рывков Как и крыло, стабилизатор надо ставить на переднюю кромку, тем более что на его заднем лонжероне поставлены болты креплений, которые легко могут быть повреждены.

Съемка центроплана. Для съемки центроплана следует сначала снять верхние капоты передней части фюзеляжа, чтобы освободить доступ к узлам крепления стоек центроплана. Одновременно должны быть сняты зеркало и счетчик оборотов.

Далее снимаются наружные ленты центроплана, отсоединяются верхние узлы крепления центроплана и освобождаются стойки из узлов крепления к фюзеляжу Детали соединений должны быть оставлены на регулирующихся концах стоек и на узлах фюзеляжа

После того как центроплан снят, следует снова надеть капот

Съемка шасси. Снять шасси можно двумя способами: или разобрать шасси, последовательно снимая каждую его часть, или отнять шасси в целом Последний способ проводится обычно в мастерских или в ангарных условиях, если есть запасное шасси, чтобы быстрее сменить поврежденное.

При съемке шасси самолет должен быть установлен таким образом, чтобы колеса находились навесу, для чего под передний лонжерон фюзеляжа ставится подставка.

Для съемки шасси в целом необходимо разъединить расчалки и узлы креплений его к фюзеляжу (четыре шарнира карданного типа), а затем подвести новое шасси, присоединить его к фюзеляжу и отрегулировать.

При подетальной разборке шасси первоначально снимаются колеса, для чего необходимо освободить крепления наружных колпачков, которыми колесо удерживается на конце оси.

После съемки колес производится ослабление затяжки всех креплений деталей шасси (на его верхних и нижних узлах). Затем снимаются поперечные расчалки шасси и освобождается ось, для чего разъединяют крепления нижних концов подкосов к ушкам. разрезной муфты. Последними снимаются подкосы путем освобождения их из верхних узлов, которыми они прикреплены к фюзеляжу

По окончании разборки шасси его детали необходимо привести в порядок. Колеса надо вымыть, вытереть и немного спустить из камер воздух. Грундбуксы следует вынуть, протереть и вновь вставить, после того как будет протерта, промыта и смазана тавотом втулка колес.

Колпачки колес моются и протираются; их оставляют на оси, которая должна быть вычищена.

Подкосы вытирают, обращая внимание на состояние деталей соединений.

Расчалки шасси приводятся в порядок по общим правилам ухода за лентами и тросами

Муфты креплений подкосов должны быть очищены, протерты и внимательно осмотрены, карданные шарниры после отсоединения подкосов оставляются на узлах фюзеляжа.

Разборка остальных частей самолета (командных рычагов, баков, подмоторной установки, костыля) имеет свои особенности Рычаги управления труднее снимать с неразобранного самолета. так как их крепления поставлены в глубине кабин

Если самолет полностью разобран, рычаги управления удобнее снимать, положив фюзеляж на бок, что облегчает доступ к креплениям в полу фюзеляжа.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1 Какие мероприятия необходимо провести перед разборкой самолета?
2 Каков порядок работ по разборке самолета У 2?
3 Какое правило существует для разборки мелких деталей?
4 Что необходимо разъединить, прежде чем приступить к съемке мотора?
5 Какие ленты снимаются при разборке в первую очередь?
6 Почему необходимо при съемке крыльев заклинить элероны?
7 Что нужно сделать с валиками (болтиками) после съемки рулей?

8 Почему необходимо «вывешивание» фюзеляжа при разборке самолета?
9 В каких случаях производится разборка центроплана и шасси?
10 Какие существуют способы съемки шасси?
11 Что необходимо сделать с частями самолета, если после разборки он должен быть сдан на хранение?
12. Можно ли при разборке самолета У-2 снимать киль?

ГЛАВА XVI

СБОРКА САМОЛЕТА

Сборка производится после распаковки ящика с новым самолетом или после производства ремонта в мастерских.

Необходимость в сборке может возникнуть также после перевозки самолета по железной дороге в разобранном виде, хотя полная надежность самолета и широкая сеть аэродромов обеспечивают возможность дальних полетов даже на самолете У-2.

Неправильная или плохая сборка может привести к летному происшествию.

Подготовка к сборке

Части и детали, необходимые для сборки, должны быть заблаговременно вычищены, смазаны и разложены в таком порядке, чтобы при сборке не было задержек из-за разыскивания и подгонки их.

С особой внимательностью необходимо подготовить детали соединений, для чего следует осмотреть резьбы на концах лент, состояние наконечников, контргаек и т. п.

Инструмент должен быть распределен между работающими и в порядке разложен; заранее должны быть расставлены столы, стремянки и т. п.

Эти подготовительные мероприятия дают возможность провести сборку организованно, последовательно, быстро и точно, без задержек и срывов. Каждый работающий должен хорошо знать свои обязанности и место при сборке.

Сборка нового самолета обычно требует несколько большего времени, чем самолета, уже находившегося в эксплоатации, так как не все крепления легко подходят друг к другу; на отверстиях могут оставаться следы окраски, которые мешают проходу болтов, и т. п.

Обычно самолет приходит с завода с установленным мотором, центропланом и шасси, но без колес и винта. Баки, командные рычаги и другие части, монтируемые внутри фюзеляжа, также собираются еще на заводе.

Если мотор и винт были сняты, они устанавливаются после того, как будут навешены крылья.

Правила сборки

1. Перед сборкой следует изучить указания по сборке самолета, рассмотреть сборочные чертежи и запомнить регулировочные данные.

2. Сборка производится в порядке, обратном разборке; детали, которые были разобраны последними, должны быть поставлены первыми.

3. Не следует подгонять части друг к другу с большими усилиями; если, например, болты туго проходят, их необходимо сначала осмотреть и предварительно вставить в отверстия для прохода болта бородок, чтобы не сбить резьбу болтов.

4. Присоединив одну часть к другой, нельзя оставлять их незакрепленными, но вместе с тем не следует и сразу закреплять их втугую, чтобы не создать односторонних напряжений в узлах и деталях.

5. При установке болтов соблюдаются следующие правила:

а) при вертикальном положении болта нужно ставить его в отверстие головкой вверх, навертывая крепящую гайку снизу; при такой постановке болт не выпадает из своего отверстия, даже в том случае, если соскочит его гайка;

б) при горизонтальном положении, когда болт лежит продольно, следует ставить его головку навстречу потоку воздуха, закрепляя гайку по ходу потока; если гайка будет сорвана, болт останется на месте, так как его головка будет прижата потоком воздуха;

в) при горизонтальном поперечном положении болт ставят головкой наружу, а концом с крепящей гайкой — внутрь конструкции; подобная установка позволяет экипажу следить за целостью некоторых гаек в полете.

6. Все детали должны присоединяться по ходу сборки; нельзя пропускать и оставлять ненадетыми ни одной гайки, ни одного болта и откладывать это по какой бы то ни было причине.

Порядок сборки

Установка на колеса. Первой операцией по сборке самолета, производимой тут же у ящика, является установка фюзеляжа на колеса. Перед надеванием колес необходимо смазать втулки и концы оси. Надев колесо, следует закрепить его предохранительным колпачком и законтрить колпачок конической шпилькой с гайкой. Шпилька ставится таким образом, чтобы ее широкий (верхний) конец был обращен к верхней стороне оси.

Колесо надевается в собранном виде, с неполностью накачанными пневматиками.

Между колесом и колпачком прокладываются шайбы, чтобы колесо не имело продольного люфта, однако колесо не должно быть поставлено и туго, так как тогда при вращении оно будет быстрее изнашиваться.

После установки следует каждое колесо несколько раз провернуть, чтобы убедиться в том, что оно вращается свободно.

После установки колес фюзеляж отводится на рабочее место, где должна происходить сборка остальных частей самолета.

Для дальнейшей сборки фюзеляж устанавливается каждым концом оси на подставки, а хвостовой частью — на козелок.

Первоначально собирается хвостовое оперение

Установка стабилизатора. Введя стабилизатор в просвет между килем и фюзеляжем, проследить за тем, чтобы передние вильчатые болты стабилизатора приходились против ушковых болтов его крепления на фюзеляже; горизонтальный вильчатый болт стабилизатора вставляется в одно из отверстий на гребенке киля. Соединения вильчатых болтов крепятся болтиками с гайками.

При установке стабилизатора его необходимо поддерживать за края, пока не будут присоединены подкосы.

Подвеска рулей. После установки стабилизатора подвешиваются рули: сначала руль направления, а затем рули высоты; валики крепления подвески рулей законтриваются шплинтами. Проводка управления присоединяется обычно уже после навески крыльев.

Навешивание крыльев. Присоединение крыльев полукоробками на самолете У-2 не применяется.

Для навешивания крыльев необходимо поставить по две стремянки с каждой стороны самолета: одна стремянка устанавливается сбоку фюзеляжа у центроплана, другая в том месте, где будет более удобно поддерживать верхнее крыло за консольную часть. Предварительно к верхнему крылу должны быть присоединены стойки и межэлеронные ленты.

При учебной сборке первоначально ставят верхние крылья (рис. 144). Каждое верхнее крыло поднимают и передают стоящим на стремянках, поддерживая снизу за соединенные вместе стойки, которые держит один из работающих. Крыло вставляется между пластинами узлов центроплана и закрепляется болтами с навернутыми снизу корончатыми гайками.

Далее, продолжая поддерживать верхнее крыло за консольную часть и стойки, присоединяют нижнее крыло, заводя его в пластины нижних узлов крепления.

После установки нижнего крыла под его консольную часть вдоль нервюры, под местом крепления стоек, подставляют козелок, которым крыло поддерживается, пока не присоединены ленты и стойки.

При сборке в полевых условиях первоначально ставят нижнее крыло и закрепляют его на поддерживающих лентах и уже затем—верхнее.

Сборка полукоробок. При сборке полукоробок сначала ставятся передние и задние стойки, а затем средние, так как они имеют вспомогательное значение.

Прежде чем присоединить стойки, необходимо установить правильную длину каждой из них (см. таблицу на стр. 170), что облегчит в дальнейшем регулировку полукоробок и поможет добиться правильного взаимного расположения между верхними и нижними крыльями.

Вильчатые болты стоек снабжены правой резьбой, а на всех лентах верхние концы имеют левую резьбу, нижние же—правую.

В первую очередь ставятся поддерживающие ленты; а затем — несущие. При установке задней несущей ленты надо проследить, чтобы она проходила впереди задней поддерживающей.

Устанавливая каждую ленту, необходимо глубоко завернуть ее в наконечниках; это проверяется шпилькой, пропускаемой через контрольное отверстие в наконечнике ленты.

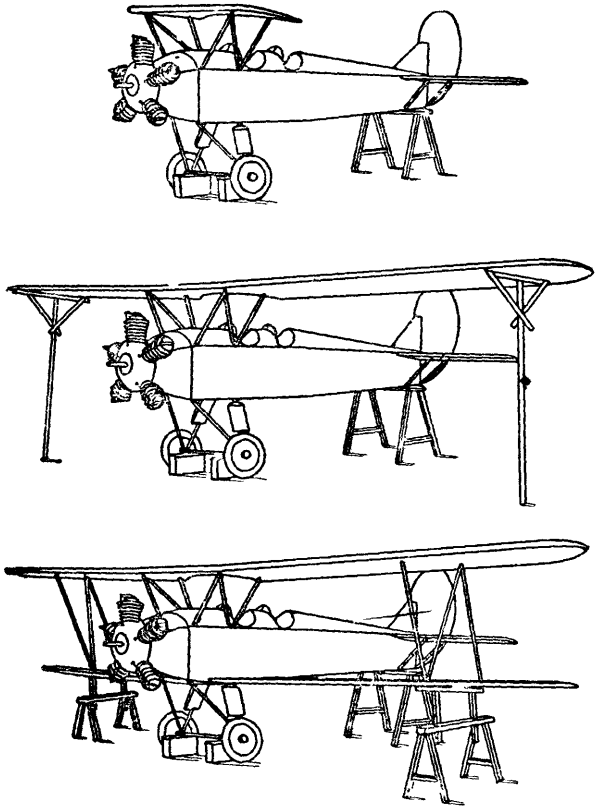


Рис. 144. Сборка полукоробок самолета У-2.

Ввертывание лент, как и вывертывание их, лучше производить вдвоем, держа их у верхнего и нижнего концов, чтобы уменьшить скручивание и предотвратить удар в случае срыва ленты.

После несущих лент ставятся межэлеронные ленты и обтекатели и соединяются внутрикрыльные тросы, проводка электроосвещения и трубок Пито и Вентури.

Присоединение проводки управления. Присоединение проводки управления на самолете У-2 производится весьма просто, вследствие того что она проходит к рулям снаружи фюзеляжа. Про-

водка соединяется с ушками кабанчиков рулей и элеронов при помощи сережек и валиков, закрепляемых булавками.

Присоединение проводки руля направления производится к его верхним кабанчикам (большего размера); к нижним кабанчикам присоединяются тросы, связывающие через пружины руль направления с костылем.

При соединении проводки рулей высоты нужно проследить, чтобы не были перепутаны и не перекрещивались друг с другом верхние и нижние проволоки Неправильное присоединение вызовет обратное действие рулей.

Необходимо проследить, чтобы идущие к верхним кабанчикам рулей высоты проволоки слегка ложились поверх стабилизатора на специальные деревянные, обитые кожей накладки, которые поставлены на переднем лонжероне стабилизатора.

Этим и заканчивается процесс сборки[1], после чего самолет подвергается регулировке После сборки должно быть проверено действие рулей и элеронов, так как были случаи вылета самолетов с перепутанными тросами, что приводило к летным происшествиям.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1 Какие принадлежности и инструменты необходимы для сборки?
2 Какова последовательность сборки хвостового оперения?
3 Какие ленты должны быть при сборке поставлены раньше и почему?
4 Как отличить при сборке каждую отдельную стойку?
5 Как должна быть расположена задняя поддерживающая расчалка относительно задней несущей?
6 Какие болты можно законтрить сразу же после сборки?
7 Как и где соединяются между собой тросы проводки к элеронам в правом и левом крыльях?
8 Одинаковы ли по своей длине подкосы стабилизатора?

ГЛАВА XVII

РЕГУЛИРОВКА САМОЛЕТА У-2

Регулировка самолета нужна для того, чтобы взаимное положение деталей самолета точно соответствовало заводским данным и чертежам конструкции

Правильная регулировка обеспечивает необходимую в воздухе устойчивость и управляемость самолёта.

Применение шарнирных и полужестких креплений, допускающих при сборке отклонения и неточности, делает регулировку обязательной после каждой сборки самолета Не менее важна и регулировка, выполняемая во время эксплоатации, когда под влиянием напряжений или внешних условий части самолета теряют пер-

---

[1] Нормы времени для монтажных работ на самолете У-2 с мотором М 11 см в приложении 5.

воначально приданное им положение. Проверка регулировки производится через каждые 100 часов работы самолета.

Неправильная регулировка вызывает летные дефекты и перегрузки в частях самолета, которые могут возникать, например, в тех случаях, если одни расчалки окажутся сильнее натянутыми, а другие—слабее Влияние неправильной регулировки сказывается на деталях самолета даже при стоянке на земле, вызывая изгиб лонжеронов, смещение узлов креплений, вытяжку расчалок и т д.

Все это заставляет считать регулировку весьма важным процес сом, к которому надо относиться с особым вниманием

Подготовка к регулировке

Приступать к регулировке можно только после того, как изучены регулировочные данные конструкции:

установочные углы крыльев и стабилизатора, обеспечивающие продольное равновесие самолета;

вынос верхнего крыла над нижним, создающий лучшие условия для обзора из кабин;

поперечное V, улучшающее поперечную устойчивость самолета,

отклонение. рулей и элеронов, создающих управляемость самолета.

При регулировке можно выделить как бы две основные стадии ее:

1) определение путем измерений фактического взаимного расположения деталей;

2) создание такого взаимного положения деталей, которое точно соответствует регулировочным данным (сюда же относится исправление отклонений от регулировочных данных, если таковые были обнаружены в процессе эксплоатации).

Правила регулировки

Выполняя работу по регулировке самолета, необходимо соблюдать следующий порядок и правила:

1) производить регулировку на горизонтальной площадке с ровной поверхностью;

2) перед регулировкой расконтрить все крепления, чтобы расчалки и стойки, как стержни регулируемой фермы, не имели тугой затяжки;

3) после того как самолет установлен в регулировочное положение, не производить никаких его покачиваний;

4) вести регулировку последовательно: не закончив работ по регулировке одной части самолета, не начинать регулировать другую; например, не закончив регулировку поперечного V, не переходить к регулировке установочных углов.

При регулировке нельзя становиться на самолет и опираться на него; всякие замеры следует производить со стремянок или подставок, чтобы не нарушить регулировочного положения самолета

Приборы, необходимые при регулировке. Для работ по регулировке применяются следующие приборы (рис. 145):

1) регулировочные линейки двух размеров—длинная и короткая, по длине пролета коробки и хорды крыла; они должны быть прямыми, ровными, хорошо шлифованными; во избежание короблe-

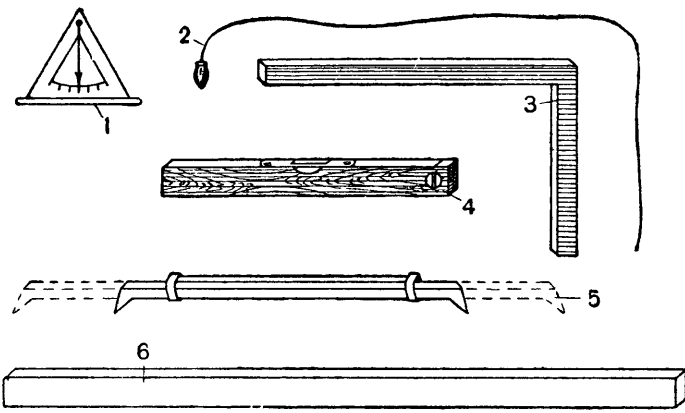


Рис. 145. Приборы для регулировки:
1—угломер, 2—отвес, 3—угольник, 4—уровень, 5—раздвижная линейка, 6—регулировочная линейка

ния линейки делаются клееными из 3—4 слоев дерева с проклейкой из фанеры; их надо беречь от всяких повреждений;

2) раздвижные линейки с наконечниками для фиксирования точек, от которых производятся замеры;

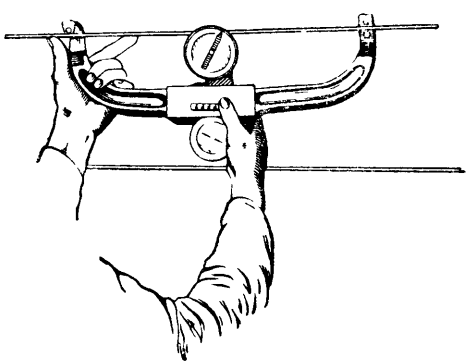


Рис. 146. Определение натяжения троса тензиометром.

3) линейки шаблоны для постановки в специальных местах (например при регулировке стабилизатора);

4) угломеры;

5) отвесы (не менее четырех на один самолет);

6) рулетка для замеров (желательно металлическая, чтобы не было погрешности вследствие меньшего или бóльшего натяжения ее ленты);

7) угольники (для замера прямых углов);

8) метр;

9) уровень;

10) тензиометр — специальный прибор для определения величины натяжения расчалок и тросов, устроенный по принципу динамометра (рис. 146).

При отсутствии тензиометра это определение производится опытным путем (наощупь, оттягиванием расчалки или троса рукой).

Кроме того необходимо иметь инструменты для отвертывания гаек, расшплинтовки и выполнения других работ.

Порядок регулировки

Регулировка шасси. Регулировка шасси имеет очень большое значение для передвижения самолета на земле. Самолет с неправильно отрегулированным шасси будет при рулении, на разбеге и пробеге проявлять тенденцию к заворачиванию в сторону.

Регулировка шасси заключается в симметричной установке его относительно продольной оси самолета.

При регулировке шасси должно находиться навесу и не касаться колесами земли; для этого фюзеляж должен быть установлен на подставку. Хвостовую часть самолета приподнимают настолько, чтобы подвести прочную подставку под передний поперечный лонжерон фюзеляжа; эта подставка должна быть опорой всего самолета. Затем опускают хвост, и шасси при этом поднимается от земли. Далее самолет предохраняют от опрокидывания на нос, подставляя упор под носок вала мотора, и приступают к регулировке.

Убедившись в том, что шасси в поперечном отношении поставлено правильно (по положению оси шасси), следует проверить его регулировку. Для этого измеряют длину каждой из расчалок шасси, добиваясь равенства их между собой. Место пересечения расчалок должно находиться строго в плоскости симметрии самолета. Расчалки не должны быть ослаблены; чрезмерно тугое их натяжение также вредно, так как при неравномерной нагрузке они будут легко рваться. Для проверки наощупь натяжения расчалки следует оттянуть ее в месте пересечения с другой расчалкой и обратить внимание, насколько отклонится расчалка (при нормальном натяжении расчалки должны оттягиваться на 2,5 мм).

Измерение расчалок производится раздвижными линейками или рулеткой. Обычно при установке шасси этим видом регулировки и ограничиваются.

Регулировка центроплана. Регулировка центроплана производится до сборки крыльев, непосредственно после установки его на фюзеляже. При эксплоатации самолета регулировку центроплана производить не приходится. Центроплан регулируется на заводе при первой сборке самолета или после ремонта его в мастерских. Проверку же регулировки центроплана необходимо делать всякий раз перед сборкой, так как его положение является исходным для общей регулировки крыльев.

При регулировке центроплана и крыльев самолет ставится в регулировочное положение; оно соответствует положению фюзеляжа в линии горизонтального полета[1].

Для установки самолета в регулировочное положение регулировочным базисом[2] является горизонтальное положение верхних лон-

---

[1] В данном случае линией горизонтального полета называется условная линия на фюзеляже, обычно совпадающая с продольной осью самолета; с действительным направлением полета она совпадает в том случае, когда установочный угол крыльев равен углу атаки

[2] Базис — основание

жеронов и распорок фюзеляжа. На некоторых самолетах У-2 заводом обозначаются «реперы» — места, определяющие точное положение относительно продольной и поперечной осей; для этого изнутри правой боковины прибивается планка, по которой можно производить проверку положения самолета в продольном отношении, другая планка прибивается на поперечной распорке второй кабины, за заспинником.

Для установки в регулировочное положение необходимо приподнять хвостовую часть самолета до такой высоты, чтобы можно было определить на-глаз, что самолет поставлен в линию прямолинейного горизонтального полета. Хвост при этом должен стоять на раздвижном козелке (желательно с домкратом); ось шасси устанавливается на подставках, которые желательно также иметь регулирующимися по высоте.

Хвостовой козелок подставляется под распорку задней части фюзеляжа, костыль не должен опираться на козелок, так как из-за амортизации костыля по мере растяжения резины положение самолета будет изменяться; по этой же причине, т. е. в целях выключения амортизации шасси и покрышек, колеса шасси не должны касаться земли.

Для предотвращения падения самолета на нос необходимо привязать хвост.

Первоначально установка проверяется в поперечном отношении, для этого кладут уровень на регулировочную планку (поперечный репер) или на распорку фюзеляжа (у бака). Если самолет стоит не горизонтально, то под ось шасси подкладывают кусочки фанеры до тех пор, пока пузырек уровня не окажется строго посредине (при подставках с домкратом, чтобы придать правильное положение самолету, необходимо только подвертывать винт домкрата)

После установки поперечного положения производится проверка продольного положения Для этого уровень ставится на верхний лонжерон или на продольный репер, и по положению пузырька уровня судят о том, насколько нужно поднять или опустить хвост, чтобы самолет был установлен правильно.

При регулировке центроплана последовательно приводятся в соответствие с регулировочными следующие данные:

1) высота центроплана; — 920 ± 3 мм
2) вынос центроплана; —
3) установочный угол центроплана; — 2° 3 мин
4) симметричность центроплана относительно продольной оси самолета.

Положение центроплана по высоте проверяется по перпендикуляру, восставленному от верхних лонжеронов фюзеляжа к переднему лонжерону центроплана; расстояние между ними должно быть равно 920 мм, с допуском не свыше 3 мм в бо́льшую или меньшую сторону. Добиться правильной установки центроплана по высоте можно путем регулирования болтов передних стоек

Далее производится регулировка выноса центроплана при помощи средних стоек. Для проверки выноса должны быть опущены отвесы от верхних узлов центроплана, слева и справа. С помо-

Киль регулировке не подвергается, так как при постройке фюзеляжа он закрепляется неподвижно и строго в плоскости вертикальной симметрии фюзеляжа

Рули и элероны регулируются одновременно с регулировкой проводки к ним.

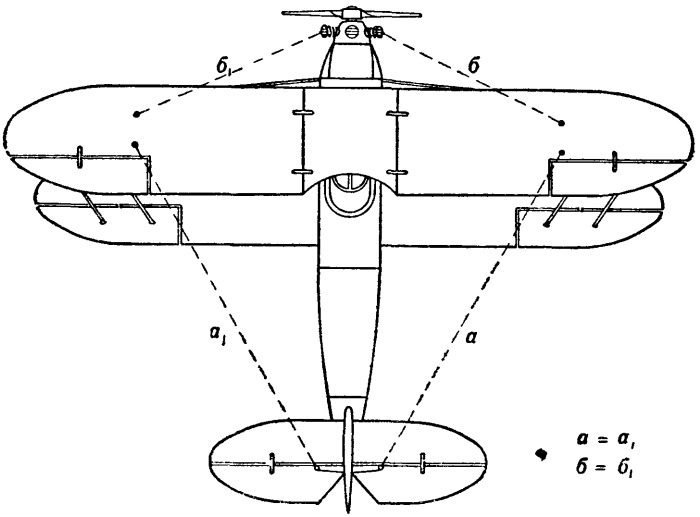


Рис. 152. Проверка симметричности положения крыльев.

Регулировка стабилизатора. При регулировке стабилизатора первоначально проверяется его положение в поперечном отношении. Для этого линейка кладется на передний и задний лонжероны стабилизатора, ближе к килю, справа и слева от него.

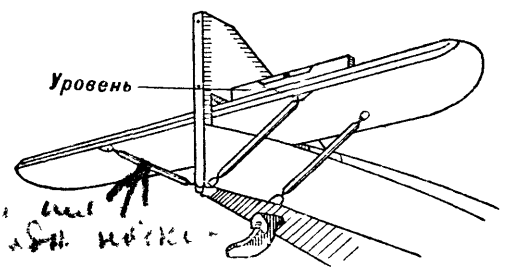


Рис. 153. Регулировка стабилизатора.

На линейку кладут уровень и следят за положением его пузырька, регулируя задние подкосы стабилизатора (рис. 153), вильчатые болты этих подкосов имеют правую резьбу. Для регулировки стабилизатора имеется также специальная линейка шаблон, которая значительно облегчает работу.

Для регулировки в продольном отношении линейку прокладывают сверху стабилизатора, вдоль нервюры, у места крепления подкосов; угломер ставится на переднем конце линейки, и, в зависимости от того, на каком отверстии гребенки будет укреплен стабилизатор, выверяется требуемый установочный угол

Как правило, при заводской установке стабилизатор закрепляется на втором отверстии гребенки снизу, что соответствует установочному углу $+2°10'$.

Градусное значение каждого отверстия (считая сверху вниз) следующее:

Отверстия	Величина
1	$-2°10'$
2	$-1°10'$
3	$0°$
4	$+1°10'$
5	$+2°10'$
6	$+3°25'$

Регулировка рулей и элеронов. Регулировка рулей высоты и руля направления сводится к проверке их положения относительно стабилизатора и киля при нейтральном положении ручки управления Рули высоты должны составлять непосредственное продолжение стабилизатора; руль направления должен быть поставлен, как продолжение киля.

При этой регулировке самолет может быть снят с подставок и поставлен на колеса и костыль

Ручка и педали в кабине устанавливаются в том положении, в котором они должны быть при прямолинейном горизонтальном полете, т. е ручка — перпендикулярно горизонтальной плоскости, педали — перпендикулярно продольной оси самолета В этом положении командных рычагов рули высоты и направления должны составлять продолжение соответствующих стабилизирующих поверхностей.

Если будет отмечено, что рули не нейтральны, т. е. не составляют продолжения стабилизирующих поверхностей (киль и стабилизатор), или проводка управления слишком ослаблена и провисает, — длину тросов и проволок следует отрегулировать тандерами.

Отклонение рулей и элеронов регулируется в соответствии с положенными для них величинами Для этого ручку управления следует взять «на себя» до крайнего положения, возможного в полете, и с помощью специальной линейки-угломера проверить, будет ли отклонение рулей высоты соответствовать 32° (вверх); в положении ручки «от себя» отклонение рулей должно быть равно 13° (вниз).

При регулировке рулей высоты важно проверить не только диапазон их отклонения, но также и одновременность их действия Для этого следует встать на трапе у кабины, поставить ручку

управления нейтрально и следить, смотря вдоль стабилизатора, какой из рулей покажется первым, если начать выбирать ручку «на себя».

При регулировке руля направления педали должны стоять нейтрально. Для проверки размахов руля следует дать ногу доотказа, поочередно в одну и в другую сторону, и также с помощью линейки-угломера проверить, составляет ли угол отклонения руля в каждую сторону 30° (считая от вертикальной плоскости симметрии самолета, проходящей через киль).

При регулировке элеронов необходимо, чтобы элероны составляли продолжение крыла — были нейтральны. Регулировка производится натяжением верхних тросов и межэлеронных лент. Элероны должны иметь угол отклонения вверх 23°, вниз 22°.

Допуск в отклонении рулей и элеронов ± 2°.

Провисание элеронов на самолете У-2 не делается, для того чтобы избежать излишне резкой управляемости.

Регулировка проводки управления. Ручка и педали должны иметь легкий ход. Тросы и проволоки также не должны быть чрезмерно натянуты, иначе управление будет тугим и поведет к повышенному изнашиванию тросов. Провисание проводки может отразиться на чуткости управления и вызовет запаздывание в эволюциях самолета («мертвый ход»), так как передача движений от ручки и педалей будет происходить только после натяжения проводки. Там, где проводка поставлена двойная, необходимо следить, чтобы обе линии ее имели одинаковое натяжение для одновременной передачи усилий на рули.

Из соображений большей эффективности движений и более чуткого реагирования летчика на потерю скорости проводка к элеронам натягивается несколько слабее, чем к рулям высоты.

Регулировка управления костылем. Регулировка костыля производится одновременно с регулировкой руля направления. Костыль при нейтральном положении педалей находится в плоскости симметрии самолета; тросы управления костылем, посредством которых производится его регулировка, должны иметь такое же натяжение, как и проводка руля направления.

Регулировка в поле. Работу по регулировке на заводах выполняют специальные мастера-регулировщики. Однако знать регулировку должен каждый летчик, чтобы суметь выполнить ее в полевой обстановке. Так как в поле не всегда может найтись все необходимое для регулировки (линейки, приборы), очень важно знать на-память все регулировочные данные, чтобы с приближенной точностью придать самолету правильную регулировку. Такая регулировка, в отличие от инструментальной, производимой с помощью приборов, носит название визуальной регулировки (регулировки на-глаз).

Контровка креплений, затяжка и работа болтов

Контровка креплений. По окончании регулировки проводится контровка всех креплений частей и деталей самолета, чтобы, закрепив соединяемые детали, предохранить их от возможности слу-

чайного ослабления. Необходимо проследить за тем, чтобы ленты были достаточно довернуты в наконечниках, добиваясь этого проверкой через контрольные отверстия, имеющиеся в них.

При контровке проверяют, насколько плотно и надежно поставлен каждый болт или валик, дотягивая крепления доотказа, чтобы в полете какой-либо болт не мог осесть на своем месте, вызвав изменение во взаимном положении деталей.

Производя контровку, нельзя пропускать ни одного болта, ни одной гайки, ни одного валика, не осмотрев их и не придав им прочного закрепления. Затяжка креплений не может быть одинаковой повсюду и зависит от назначения, места и работы каждого соединения.

В неподвижных соединениях недопустима слишком слабая затяжка; это может вызвать ухудшение качества крепления и создать невыгодные условия для работы болта, что поведет к более быстрому его износу. Недопустимо придавать слишком тугую затяжку болтам крепления, чрезмерно плотно навертывая гайку, так как это ведет к порче материала, через который проходит болт, и может вызвать повреждение соединяемых деталей.

В шарнирных соединениях, поскольку они подвижны и соединяемые детали их могут вращаться, жесткое крепление и сколько-нибудь значительные люфты тем более недопустимы.

Способы контровки. Законтривание производится при помощи проволок, шплинтов, булавок, а также контровых гаек и шайб Гровера. Ни один самолет не может быть выпущен в воздух, если на нем останется хотя бы одна незашплинтованная гайка или незаконтренный болт (рис. 154).

При помощи проволоки производится контровка муфточных тандеров; гайки и валики контрятся шплинтами. Наиболее употребительным способом контровки в конструкциях самолетов является шплинтовка. Шплинт вставляется своими соединенными концами в отверстие болта, чем препятствует отвертыванию гайки. Концы шплинта должны быть разведены в стороны и плотно прижаты по окружности болта или шейки гайки. Каждый шплинт применяется только один раз, при вторичном употреблении он легко ломается.

Булавками производится контровка тех деталей, которые требуется часто откреплять; на самолете У-2 булавки применяются для контровки бензиновых кранников, креплений амортизаторов лыж в местах присоединения их к сережкам на узлах креплений фюзеляжа и т. д.

При помощи контровых гаек контровка производится в тех случаях, когда необходимо применить прочное, надежное крепление в местах, требующих частого отвертывания гайки (контровка ленточных расчалок, вильчатых болтов стоек и т. д.).

Шайбы Гровера применяются в тех случаях, когда требуется сохранить усилие затяжки между гайкой и деталями соединения, хотя бы имели место сотрясения или деформации. Шайба Гровера представляет собой как бы один виток спиральной пружины. На самолете У-2 шайбы Гровера применяются мало; в креплениях мотора М-11 они встречаются более часто.

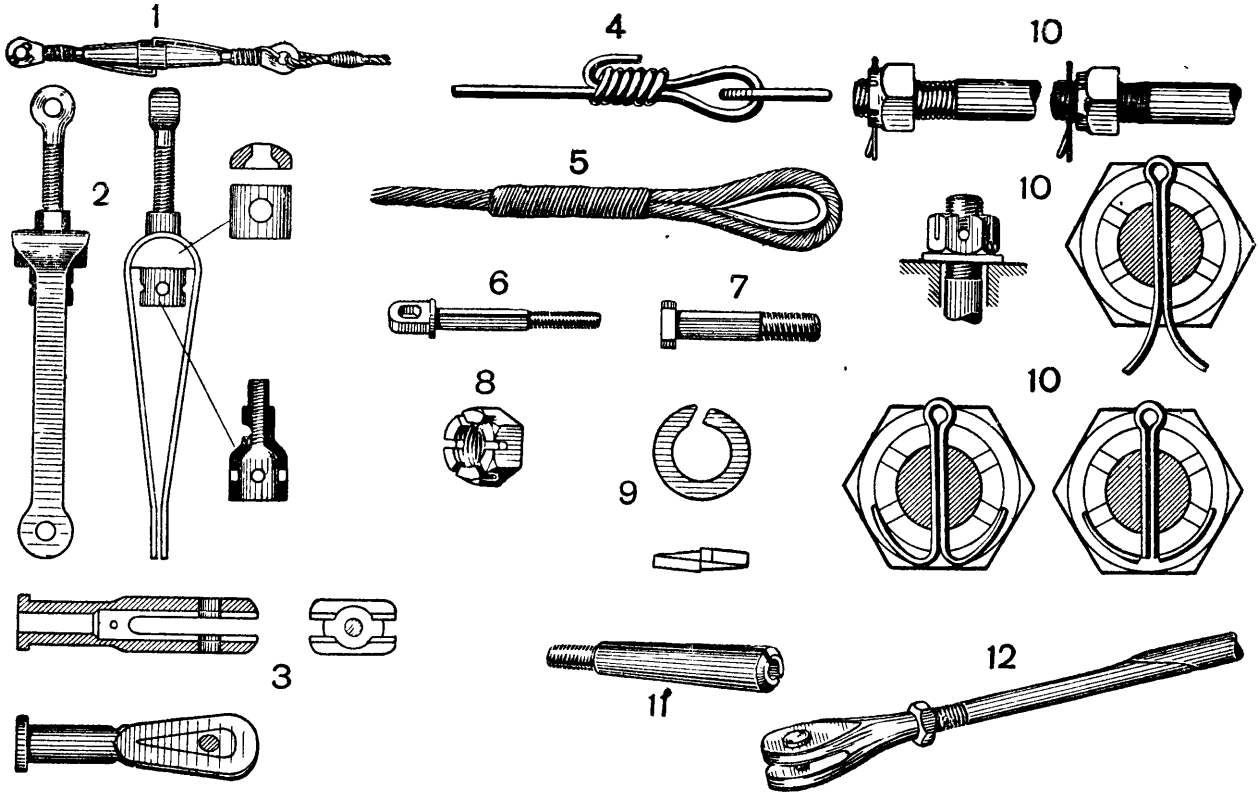


Рис. 154. Мелкие детали соединений и их контровка:

1—муфточный тандер, 2—вильчатый тандер, 3—наконечники лент, 4—заделка проволочной расчалки, 5—заделка тросовой расчалки на коуш, 6—ушковый болт, 7—гаечный болт, 8—корончатая гайка, 9—шайбы Гровера, 10—шплинтовка, 11—конусный болт, 12—крепление ленты.

При постановке болтов следует обращать внимание на то, чтобы болт для надежности крепления выступал наружу гайки на 1—2 мм, чем обеспечивается прочная постановка гайки, так как она будет навернута всеми нитками своей нарезки.

Для защиты материала деталей от смятия головками болтов под них подкладываются шайбы.

Закрепляя гайку, нет необходимости прилагать чрезмерные усилия, но нельзя оставить ни одной гайки, которая бы сидела слабо. Все гайки должны быть довернуты доотказа.

Крепление болтов. На постоянных болтах (так можно назвать болты, которые крепят детали и снимаются только при капитальном ремонте) гайки закрепляются путем их керновки [1] или расклепывания, чем обеспечивается «мертвое» крепление гайки.

На самолете У-2 кернятся многие болты, например, все болты, служащие для крепления подстоечных узлов крыльев; керновка производится на торце болта, после того как на нем затянута гайка. Раскерненный болт раздается своим концом, препятствуя отворачиванию гайки; болт запиливается вровень с гайкой после керновки.

В тех местах, где болты нельзя контролировать в процессе эксплоатации, так как они закрыты (например в узлах центроплана), болты расклепывают молотком

Работа болтов. При постановке и контровке болтов необходимо учитывать условия их работы Большинство болтов крепления частей самолета У-2 работает на срез, как, например, болты, крепящие стойки к узлам крыльев; болты подкосов подмоторной фермы; болты, крепящие стыковое соединение лонжеронов фюзеляжа, и др.

В других случаях болты работают на растяжение, при одновременном возникновении усилий среза; так, например, работают болты, служащие для крепления ушка, с помощью которого расчалка присоединяется к лонжерону. Примером работы болтов только на растяжение может служить крепление нормальных муфточных тандеров, служащих для регулировки тросов шасси.

Если перемещение болта, работающего на срез, вдоль его оси незначительно, взамен болта можно ставить валик, преимущество которого заключается в меньшем весе и большей простоте его крепления; примером подобных соединений могут служить места подвески рулей и элеронов.

Проверка регулировки самолета в воздухе

После того как все детали законтрены, самолет заправлен и полностью подготовлен к полетам, должна быть произведена проверка его регулировки в воздухе. Полет с целью проверки производится в тихую погоду (на высоте не ниже 600 м), при отсутствии рему [2],

---

[1] Керн — инструмент в виде заостренного стержня из закаленной стали

[2] Рему — смена вертикальных течений воздуха, вызывающих «броски» самолета в воздухе, так называемую «болтанку».

чтобы колебания самолета под влиянием воздушных течений нельзя было принять за дефекты в его поведении вследствие неточной регулировки. В полете самолет переводят на такие обороты мотора, при которых он сохраняет горизонтальный полет после того, как летчик бросит ручку.

Самолет У-2 при отпущенной ручке, если он правильно отрегулирован, в горизонтальном полете слегка задирается. Это происходит потому, что тяга винта стремится повернуть самолет вокруг центра тяжести носом вверх.

По данным заводских испытаний, при 1 500—1 560 об/мин с брошенной ручкой, самолет У-2 устойчиво набирает высоту при скорости 85—87 км/час в продолжение 3—5 минут.

В горизонтальном полете, на скорости 95 км/час при 1 250 об/мин, самолет через 12—15 секунд после отпускания ручки заворачивает, увеличивая скорость до 100 км/час.

Ту же тенденцию самолет проявляет и при одновременном освобождении не только руччого, но и ножного управления.

Как и всякий самолет, самолет У-2 при планировании менее устойчив, чем при полете с работающим мотором; это объясняется тем, что при планировании отсутствует прирост скорости, создаваемый потоком от винта.

Самолет, правильно отрегулированный в поперечном отношении, если будет брошена ручка, должен итти без крена. Направление выдерживается ножным управлением. При проверке путевой устойчивости отпускаются педали, и элеронами предупреждается появление кренов. Правильно отрегулированный самолет должен итти, сохраняя направление, и при отпущенном ножном управлении.

Чтобы проверить реагирование самолета на работу мотора, следят, в какой степени при полном газе самолет будет сам переходить на набор высоты.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Укажите последовательность работ по регулировке самолета У-2.
2. Как проверяется симметричность частей шасси при его регулировке?
3. В какой последовательности производится регулировка частей центроплана?
4. Нужно ли для регулировки центроплана устанавливать самолет в регулировочном положении?
5. Как проверяется вынос центроплана и какими деталями он может быть отрегулирован?
6. Какие места на самолете У-2 определяют его регулировочное положение?
7. Как проверяется правильность установки центроплана?
8. Чем регулируется поперечное V нижних крыльев?
9. Что регулируется с помощью передней стойки?
10. Почему нельзя сначала отрегулировать верхнее крыло?
11. Где ставится линейка для определения установочного угла верхнего крыла?
12. Если левый нижний лонжерон будет поднят больше, чем правый, то какие ленты необходимо подтянуть и какие отпустить?
13. Чем достигается правильность выноса полукоробок крыльев?
14. Как проверить симметричность расположения полукоробок относительно продольной оси самолета?

ГЛАВА XVIII

ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

Для правильной полетной эксплоатации своего самолета летчику необходимо хорошо знать центровку самолета. Под центровкой понимается совокупность работ по определению центра тяжести (ЦТ) самолета, в зависимости от размещения нагрузки, и отнесению его к определенным координатам.

Положение центра тяжести

Положение центра тяжести самолета меняется потому, что при каждом полете нагрузка может быть не только различной по весу, но и различно расположенной. Меняется оно также вследствие изменения полетного веса самолета по мере выгорания бензина и уменьшения всяких других видов расходуемой в полете нагрузки.

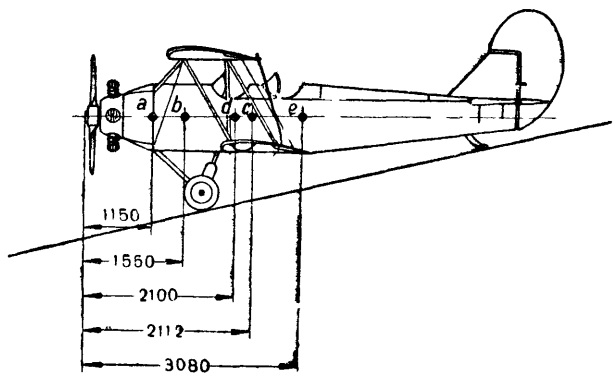


Рис. 155. Расположение грузов на самолете У-2.

На рис. 155 показано расположение главнейших грузов, входящих в состав нормальной нагрузки У-2.

Наименование нагрузки	Вес в кг	Длина плеча от носка винта в мм
Масло (*a*)	10	1 150
Бензин (*b*)	71	1 550
Первый пилот (*d*)	88	2 100
Второй пилот (*e*)	88	3 080

При этом центр тяжести нагруженного самолета лежит на расстоянии 2 144 мм от носка мотора; центр тяжести (*c*) пустого самолета лежит на расстоянии 2 112 мм от носка мотора.

Несоблюдение правильной загрузки самолета, недоучет влияния изменения его центровки не раз служили причинами тяжелых лет-

ных происшествий. Поэтому каждый летчик должен уметь определить, каким будет положение центра тяжести самолета при изменении его нагрузки.

Приступая к практическому определению центра тяжести самолета, необходимо помнить, что изменение веса самолета изменяет поведение его в воздухе, и учитывать, как оно может сказываться на его полетных качествах, отражаясь на устойчивости и управляемости. Изменение веса в сторону его увеличения даже на 10% вызывает ряд перемен в различных режимах полета; при этом:

1) максимальная скорость полета уменьшается на 2—3%;

2) посадочная минимальная скорость планирования и скорость для выполнения виражей увеличиваются на 5%;

3) расход горючего на километр воздушного пути возрастает на 6—8%, вследствие чего на столько же процентов снижается дальность полета;

4) потолок снижается на 700—800 м;

5) длина разбега увеличивается до 30%.

Определение центровки самолета при испытаниях

При проведении сдаточных испытаний после изготовления самолета определяют его центровку, чтобы показать размещение центра тяжести при нормальной нагрузке самолета. Зная расположение центра тяжести самолета в одном положении, можно установить, каким будет его положение и в случае изменения веса самолета.

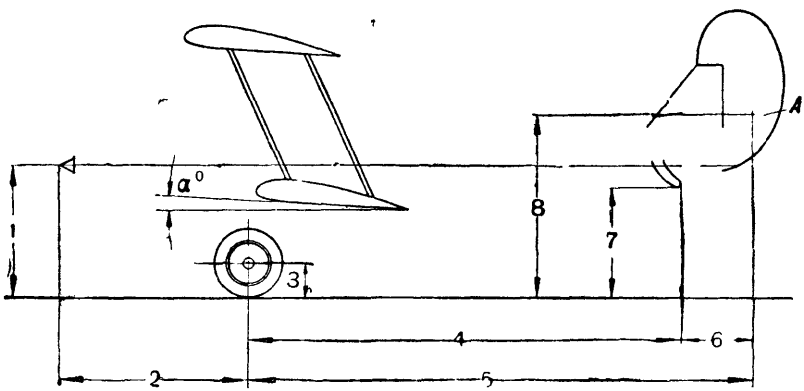


Рис. 156. Схема замеров самолета У-2 при центровке.

На заводских испытаниях определяют центр тяжести в двух вариантах:

а) применительно к весу ненагруженного самолета;

б) применительно к весу самолета при полной полетной нагрузке.

Нахождение центра тяжести во время этих испытаний производится взвешиванием самолета на весах. Предварительно проводится обмер самолета. Соответственно имеющейся схеме замеров (рис. 156) определяются величины, характеризующие расстояние

между определенными точками на самолете, когда он находится в линии полета и стоит на ровном полу. Операции по взвешиванию проводят в закрытом помещении, чтобы порывы ветра, раскачивая самолет, не влияли на распределение нагрузки между весами.

Положение центра тяжести по горизонтальной оси должно быть известно с точностью не менее 0,5% длины самолета; ошибка в 2% от его длины (для У-2 равна 162 мм) может привести к катастрофическим последствиям. Самолет с неправильной центровкой становится опасным для полетов.

Производство обмеров самолета. Для самолета У-2 производятся следующие замеры (рис 156).

1) расстояние от носка вала мотора до пола (по вертикали);

2) расстояние (по горизонтали) от носка вала мотора до вертикали, проходящей через ось колеса,

3) высота центра оси колеса над полом;

4) расстояние между точками передних и задней опор (от колес до костыля);

5) расстояние от центра оси колес до произвольно выбранной точки на хвостовом оперении (см. точку А); эта величина носит название «длины базы»,

6) расстояние от места опоры костыля до точки А (по горизонтали);

7) высота точки опоры костыля над полом в положении самолета в линии полета;

8) положение точки А по высоте над полом.

На основании этих данных составляется таблица предварительных замеров. Применительно к определению центровки одного из самолетов У-2 выпуска 1936 г. эти замеры дали следующие величины

Нумерация замеров	1	2	3	4	5	6	7	8
Размеры в мм	1 600	1 875	305	5 035	5 915	880	1 040	1 570

Взвешивание самолета. Взвешивание самолета на весах, сначала пустого, а затем нагруженного, для большей точности производится в трех положениях. При взвешивании самолет устанавливается на трех весах: двое весов под колесами, третьи весы под костылем (рис. 157).

В первом положении самолет стоит с опущенным хвостом, при установке костыля непосредственно на весах («низкий хвост»).

Во втором положении самолет устанавливается в линии полета, причем под хвост, на третьи весы, ставится подставка для поддерживания костыля («средний хвост»).

В третьем положении самолет ставится с максимально поднятым хвостом, когда центр тяжести самолета будет лежать на вертикали, проходящей через ось колес («высокий хвост»).

В каждом из описанных положений уравновешивают самолет гирями, по команде запирают весы и записывают их показания.

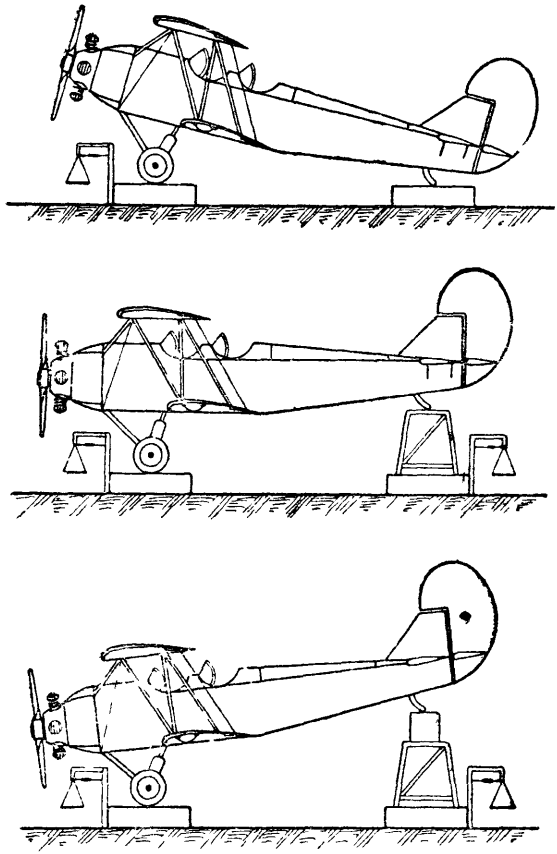


Рис. 157. Взвешивание самолета.

Для самолета, данные обмера которого были показаны выше, при взвешивании его были получены следующие результаты:

		Замеры			Угол α крыла[1]	Показания весов			Тара хвоста	Вес хвоста	Вес самолета	Положение центра тяжести хвоста
		1	4	8		правых	левых	хвостовых				
Пустой самолет	низкий хвост	2 290	5 100	687	13,5	295	277	70	—	70	642	557
	средний „	1 920	5 035	1 975	1,5	314	294	57	23	34	642	266
	высокий „	1 640	4 891	2 795	−6 5	318	307	31	23	8	643	63
Груженый самолет (967 кг)	низкий хвост	2 280	5 106	681	13 5	412	386	102	—	102	900	581
	средний „	1 911	5 012	1 969	1,5	439	405	78	23	55	900	309
	высокий „	1 632	4 967	2 789	−6,5	455	426	42	23	19	900	104

[1] При разных положениях самолета при взвешивании.

Определение расположения центра тяжести по длине самолета Определение центра тяжести по горизонтали вычисляют по формуле:

$$x=\frac{L\cdot g_{\text{кост}}}{G_{\text{общ}}},$$

где x — расстояние центра тяжести от вертикали, проходящей через ось колес, L — расстояние между точками опор, $g_{\text{кост}}$ — вес на костыле, $G_{\text{общ}}$ — общий вес самолета (представляющий сумму весов на правом и левом колесах и на костыле).

Нахождение величины x является важнейшим моментом центровки самолета, так как изменение положения центра тяжести по высоте меньше сказывается на свойствах и поведении самолета чем его изменение по продольной оси самолета.

Для нахождения центра тяжести на чертеж наносятся положения линий горизонта по замерам от некоторых основных точек (носок самолета, ось колес, хвост, крылья), после чего графическим путем устанавливают положение центра тяжести, как точки пересечения равнодействующих, полученных от опорных реакций самолета.

Нахождение центра тяжести самолета без весов

В практической обстановке может встретиться необходимость определить центр тяжести, когда под руками нет весов. В этом случае можно произвести приближенное определение центра тяжести.

Первоначально намечают на-глаз горизонтальную линию, на которой примерно лежит центр тяжести данного самолета. Затем поднимают хвост до тех пор, пока он станет как бы невесомым и не будет достигнуто равновесия самолета После этого по отвесу, проходящему через ось колес, должно быть определено положение центра тяжести в пересечении предыдущей линии с линией отвеса.

Ориентировка центра тяжести. После того как центр тяжести определен и намечен, необходимо указать его положение относительно определенных точек на самолете. Так как различные самолеты обладают различными размерами и формой, то для установления единства суждений о местонахождении центра тяжести принято брать его координаты относительно условной линии — средней аэродинамической хорды (САХ) крыла[1]: по горизонтали (ось X) от передней кромки САХ и по вертикали (ось Y) от линии, обозначающей эту хорду.

Таким образом, САХ является некоторой постоянной, которая позволяет сравнивать между собой различные самолеты по их цен

---

1 Средней аэродинамической хордой называется хорда условного крыла прямоугольного очертания, которое по своим качествам равноценно рассматриваемому крылу.

тровке. На практике нет необходимости вычислять самим величину САХ; эта хорда является уже определенной и зафиксированной координатами; для самолета У-2 величина САХ равна 1 556 мм (рис. 158).

Для сравнения центровки координаты центра тяжести относительно САХ выражают в процентах. Поскольку для равновесия и устойчивости самолета более важное значение имеет координата x по горизонтали, часто говорят, например, «центровка равна 29%» (или другой величине), выражая этим положение центра тяжести в процентах длины САХ крыла.

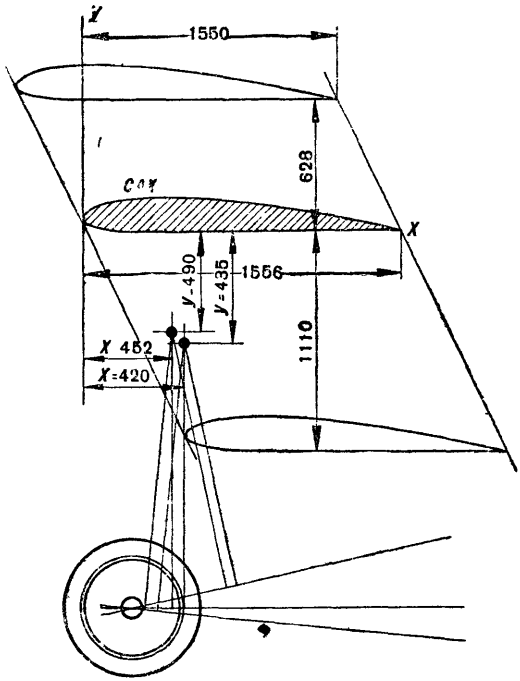


Рис. 158. Центровка самолета У-2.

Виды центровки самолета

Различаются следующие положения центра тяжести, определяющие три вида центровки самолета: передняя—до 30%, средняя—от 30 до 33%, задняя — от 33 до 40%.

Помимо определения центра тяжести относительно САХ, принято производить его определение относительно центра оси колес, определяя величину выноса шасси; в этом случае необходимо определить угол, образуемый прямой, соединяющей центр тяжести самолета с осью колес, и вертикалью, опущенной из центра тяжести.

Для обозначения центра тяжести на самом самолете нередко на его боковине отмечают точку, показывающую положение центра тяжести при нормальной нагрузке самолета, или прикрепляют вблизи специальный щиток с данными центровки.

Самолеты У-2, как правило, имеют среднюю центровку. Самолеты У-2 ВС, вследствие установки фото за вторым сиденьем, имеют в нагруженном состоянии заднюю центровку.

Положение центра тяжести в процентах от САХ:

	Пустого	Груженого
У самолета У-2	30,2	32,9
У самолета электрифицированного У-2 выпуска 1938 г.	31,4	33,4
У самолета У-2 ВС выпуска 1936 г	31,8	34

Необходимо помнить, что при задней центровке облегчается возможность срыва самолета в непроизвольный штопор и увеличивается запаздывание при выводе самолета из него.

Передвижение центра тяжести вперед способствует лучшей устойчивости самолета; перемещение назад ухудшает устойчивость самолета. Передняя центровка вызывает обычно у самолетов тенденцию к пикированию, задняя — к кабрированию. Положение центра тяжести ниже линии тяги винта способствует пикированию, а выше линии тяги — кабрированию.

Особенно важно следить за тем, чтобы не увеличивалась нагрузка задней кабины, так как это значительно сдвигает центровку назад.

Подсчет центровки при изменении веса самолета

Имея определенную величину центра тяжести самолета, нетрудно подсчитать изменение величины центровки. Для упрощенного подсчета этой величины можно пользоваться формулой:

$$\Delta x = \frac{g \cdot L}{G},$$

где g — вес принятой нагрузки, L — расстояние от центра тяжести пустого самолета до места крепления нагрузки, G — общий вес самолета, Δx — величина в миллиметрах, показывающая, насколько при изменившейся нагрузке сместился центр тяжести самолета.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Что называется центровкой самолета?
2. Почему на самолете положение центра тяжести не является постоянным?
3. В чем заключается определение центровки при сдаче самолета после его изготовления?
4. Какими способами можно определить положение центра тяжести?
5. Обязательно ли взвешивание самолета в трех положениях?
6. Как определить центр тяжести самолета без весов?
7. Что называется координатами центра тяжести?
8. Какую центровку имеет самолет У-2?
9. Как влияет центровка на штопор самолета?
10. По какой формуле можно произвести подсчет изменившейся центровки?

ГЛАВА XIX

ЛЕТНЫЕ ДЕФЕКТЫ И ИХ УСТРАНЕНИЕ

Каждый летчик обязан уметь своевременно распознавать и устранять летные дефекты, т. е. ненормальности в поведении самолета в воздухе или на земле по сравнению с обычными условиями его пилотирования.

Нередко обнаруживается, что самолет, на котором успешно летали, становится более трудным в пилотировании, требует к себе большего внимания, так как начинает валиться на крыло, произвольно заворачивать в сторону или проявлять какой-либо иной летный дефект.

Причины летных дефектов весьма разнообразны. Нередко они возникают в результате деформаций, появляющихся вследствие атмосферных воздействий или от напряженной и неравномерной работы деталей под влиянием каких-либо усилий. Несоблюдение правил хранения, неправильная упаковка или транспортировка, частые грубые посадки, большие перегрузки при фигурных полетах и т п также служат причиной появления летных дефектов.

Вопрос о летных дефектах разрешается относительно каждого самолета в соответствии с каждым отдельным случаем их проявления. Поэтому о всяком летном дефекте и его устранении надлежит производить отметки в формуляре данного самолета.

Летные дефекты должны устраняться своевременно.

Характеристика летных дефектов и значение регулировки

Наиболее типичны следующие дефекты:

1. Кабрирование самолета — так называют стремление его поднимать нос и валиться на хвост; дефект связан со смещением положения центра тяжести самолета назад по его продольной оси или перемещением центра давления, вследствие неправильной регулировки крыльев или стабилизатора.

2. Пикирование самолета — так называют стремление его опускать нос, задирая хвост; дефект противоположный кабрированию по своему значению и причинам.

3. Сваливание самолета на крыло — непроизвольное стремление к крену в одну сторону; дефект связан с изменением весовой или аэродинамической симметрии самолета относительно продольной оси.

4. Заворачивание самолета в сторону — стремление его отойти от заданного направления полета; дефект связан с несовпадением центра приложения равнодействующей лобовых сил с вертикальной плоскостью симметрии самолета (например в случае отклонения от положенных данных регулировки одной из полукоробок или хотя бы какого-либо одного крыла).

Не перечисляя всех летных дефектов, необходимо учитывать, что поведение самолета будет неодинаковым при различной работе мотора и полете на разных углах атаки. В одних случаях летный дефект может проявляться только при полете с работающим мотором и исчезать при планировании; в других случаях летный дефект может наблюдаться как при планировании, так и при полете с работающим мотором.

Так как самолет У-2 принадлежит к расчалочным конструкциям, то устранение его летных дефектов можно производить путем изменения его регулировки.

Пользуясь указаниями летчика о том, как самолет ведет себя в воздухе, авиатехник должен добиться с помощью регулировки наилучших летных качеств самолета. Регулировка каждого самолета, вследствие деформации материала (например при вытяжке тент), с течением времени всегда нарушается. Поэтому необходимо чаще проверять регулировку, тем более что даже незначительные

отклонения от постоянных регулировочных данных вызывают изменения в пилотировании самолета. Как правило, общая проверка регулировки производится через каждые 100 часов работы мотора.

Давление на ручку. Признаком нормальной регулировки самолета в продольном отношении является незначительное давление ручки самолета в полете на руку пилота; оно является как бы мерой эффективности работы рулей управления. Давление на ручку является следствием постоянной нагрузки от веса рулей и результатом воздушной нагрузки на рули при движениях ими. Подобрав положение стабилизатора соответственно величине моментов, действующих на самолет в продольном отношении, можно добиться полного уничтожения давления на ручку. Однако полностью уничтожать это давление нежелательно, так как небольшие давления служат в полете некоторым контролем для летчика, благодаря которому ему легче определять режим полета.

Так как на самолете У-2, вследствие его небольших скоростей, давление на ручку невелико, то изменения положения стабилизатора в полете не требуется; поэтому последний сделан неуправляемым в воздухе и закрепляется на земле в постоянном положении.

Устранение летных дефектов с помощью стабилизатора. Для устранения тенденции пикирования или кабрирования удобнее менять регулировку положения стабилизатора, чем крыльев, так как это сделать проще и быстрее.

Если самолет кабрирует, необходимо увеличить установочный угол стабилизатора; при склонности самолета к пикированию установочный угол стабилизатора уменьшить, не выходя из установленных пределов.

Устранение летных дефектов с помощью крыльев. Если при проверке регулировки перед устранением летного дефекта будет обнаружено резкое несоответствие установочного угла крыльев его нормальной величине, более целесообразно, не прибегая к стабилизатору, сначала отрегулировать крылья.

Поскольку условием равновесия самолета в полете является равенство моментов, действующих на крылья и оперение, постольку нарушение этого равенства, при изменении установочного угла крыльев или стабилизатора, влечет за собой изменение поведения самолета в воздухе. Таким образом, изменение установочного угла крыльев непосредственно влияет на управляемость самолета.

Однако изменение установочного угла крыльев не ведет к увеличению их подъемной силы, так как образование этой силы тесно связано с ролью и значением угла атаки самолета в полете. Вследствие того что величина углов атаки в полете меняется и не зависит от установочного угла, изменение последнего не влияет на изменение подъемной силы крыльев. И если на каждом самолете крылья бывают поставлены под определенным установочным углом, то это делается для того, чтобы наилучшим образом использовать качество крыла самолета. Обычно установочным углом выбирается тот, который соответствует углу атаки того режима, при котором желательно получить наилучшие летные качества.

Для устранения летного дефекта не следует производить изменение установочного угла только одних верхних или нижних крыльев, так как это может привести к ухудшению устойчивости самолета.

Роль выноса в устранении летных дефектов. Особое значение в устранении летных дефектов имеет положение выноса крыльев. На самолете У-2 после сборки вынос нельзя отрегулировать с помощью расчалок или стоек; в его полукоробках нет деталей, которые бы специально служили для регулировки выноса. Если же при опробовании самолета обнаружится несоответствие выноса крыльев его нормальному положению, то это является доказательством неправильной регулировки или ошибок при сборке центроплана.

При увеличении выноса вперед центр давления самолета также перемещается вперед, а положение центра тяжести по отношению к центру давления окажется более задним, что приводит к тенденции самолета кабрировать; недостаточность выноса вызовет тенденцию к пикированию, так как в этом случае центр тяжести будет отнесен вперед.

При резком увеличении выноса верхнего крыла вперед заметно ухудшается устойчивость самолета, так как момент крыльев будет возрастать быстрее, чем момент хвостового оперения.

Учет положения центра тяжести для устранения летных дефектов

Так как продольная устойчивость самолета тесно связана с положением центра тяжести, необходимо учитывать, как будет размещена на самолете нагрузка, как передвинется в зависимости от этого центр тяжести и что следует предпринять, чтобы с помощью стабилизатора создать условия нормальной центровки.

При нагрузке самолета, смещающей центр тяжести назад, необходимо увеличить установочный угол стабилизатора или уменьшить установочный угол крыльев.

При нагрузке, смещающей центр тяжести вперед, необходимо уменьшить установочный угол стабилизатора или увеличить установочный угол крыльев.

В каждом конкретном случае устранения летных дефектов нужно учитывать, на каких углах атаки они проявляются и при каком режиме работы мотора.

Летные дефекты, связанные с установочными углами и поперечным V крыльев

Нарушение поперечной устойчивости, т. е. сваливание самолета в полете на крыло, может происходить или от неправильной регулировки установочных углов крыльев, или от неправильной установки V правой и левой полукоробок. В первом случае необходимо увеличить установочные углы крыльев той полукоробки, в сторону которой валится самолет, во втором случае, наоборот, следует уменьшить поперечное V этой полукоробки.

Летные дефекты, связанные с устойчивостью пути самолета

Нарушение поперечной устойчивости влечет за собой и нарушение устойчивости пути самолета; самолет, получив крен, сбивается с курса, у него возникает тенденция сворачивать в сторону. Нарушения устойчивости пути на самолете У-2 нельзя устранять с помощью киля, так как он установлен неподвижно в процессе заводской сборки. Поэтому до устранения основной причины летных дефектов, связанных с устойчивостью пути, удерживать самолет от заворачивания приходится отклонением руля направления в соответствующую сторону при нейтральном положении педалей.

Помимо того, стремление самолета самопроизвольно валиться на крыло в воздухе может быть устранено с помощью изменения установочных углов крыльев; в этом случае необходимо увеличить установочные углы крыльев той полукоробки, в сторону которой он валится.

Значение винто-моторной группы в характеристике летных дефектов

Особое значение имеют дефекты, связанные с работой винто-моторной группы. Реакция винто-моторной группы сама по себе служит причиной возникновения летных дефектов. Если при горизонтальном полете для противодействия этой реакции крыльям левой полукоробки придан больший установочный угол, то при выключенном моторе, на планировании, когда прекратится действие этой реакции, проявится стремление самолета заворачивать в сторону, вследствие того что крылья имеют неодинаковое обтекание струей встречного потока воздуха.

При большей мощности мотора реакция винто-моторной группы сказывается сильнее.

Для элементарного подсчета величины реакции винто-моторной группы при разных режимах работы мотора можно пользоваться формулой

$$M = \frac{716 \cdot N}{n},$$

где:

M — крутящий момент мотора и винта, N — мощность мотора, n — число оборотов коленчатого вала, относительно которого производится подсчет.

Поскольку на самолете У-2 поставлен мотор правого вращения, на правом вираже самолет стремится пикировать, а на левом — кабрировать. При вращении самолета относительно поперечной оси (кабрирование и пикирование) этот дефект не проявляется.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. В чем заключаются причины возникновения летных дефектов?
2. Какие летные дефекты являются наиболее типичными?
3. Какое значение имеет регулировка для устранения летных дефектов?
4. Почему оставляют на ручке небольшое давление?
5. Что необходимо сделать при тенденции самолета к пикированию?
6. В каких случаях производится устранение летных дефектов с помощью крыльев?
7. Как влияет перемещение выноса крыльев на устойчивость самолета в воздухе?
8. Почему изменение установочного угла крыльев не отражается на увеличении подъемной силы крыльев?
9. Какое влияние оказывает гироскопический эффект на поведение самолета У-2 в воздухе?
10. Что необходимо сделать со стабилизатором при смещении центра тяжести назад?

ГЛАВА XX

ОБЯЗАННОСТИ ЛЕТЧИКА, ТЕХНИКА И МОТОРИСТА

Обязанности летчика

Летный состав обязан в совершенстве знать не только летные свойства, конструкцию и оборудование самолета, но и правила ухода, содержания и хранения, — все, что относится к эксплоатации материальной части. Поэтому каждый летчик должен уметь справиться со всеми работами, выполнение которых лежит на обязанности техника. Это особенно важно на случай вынужденных посадок, когда техника на борту самолета может и не быть.

Командиром экипажа на самолете У-2 является летчик-инструктор.

Как командир экипажа летчик-инструктор отвечает:

1) за допущение к полетам исправной, вполне надежной материальной части самолета, мотора, его оборудования и вооружения; неисправный самолет не может быть выпущен в воздух;

2) за исправное и опрятное содержание самолета и за постоянную его готовность к полету;

3) за надлежащий уход, содержание и эксплоатацию самолета им самим и всеми его подчиненными;

4) за четкое и твердое знание и точное исполнение им самим и его подчиненными всех требований уставов и наставлений, описаний и инструкций;

5) за принятие всех мер к скорейшему устранению неисправностей и приведению материальной части в полную исправность.

В соответствии с этим командир самолета обязан:

1) изучить и основательно знать всю материальную часть своего самолета настолько, чтобы систематически проверять по существу и до мелочей деятельность всего подчиненного ему состава по уходу, содержанию и эксплоатации;

2) изучить и знать своих подчиненных, знать, кто что знает и кто на что способен в работе по уходу, содержанию, учету, эксплоатации и ремонту всей материальной части самолета, мотора, его вооружения, оборудования, инструмента;

3) проявлять особую заботу о том, чтобы вверенный ему самолет был всегда в полной исправности, и систематически лично проверять фактическую готовность своего самолета;

4) не оставлять без воздействия ни одного случая упущения подчиненными в уходе и содержании материальной части, а тем более ни одного случая неверного доклада об исправности материальной части при наличии тех или иных дефектов, установленных проверкой после доклада о полной исправности;

5) по окончании полета сообщать технику самолета о всех неисправностях, которые были выявлены в полете;

6) лично участвовать в установленных проверках и просмотрах материальной части вверенного ему самолета.

Кроме того особую ответственность летчик несет в случае возникновения летных происшествий. Если отказ материальной части произошел по причинам неправильного ухода, недосмотра, хотя бы и не непосредственно по вине летчика, ответственность за это несет и он, как командир и руководитель подчиненного ему технического состава. Также непосредственно и полностью ответственным является летчик при всех случаях получения самолетом чрезмерных перегрузок, вызывающих более быстрое изнашивание самолета. Летчик несет также ответственность за неправильное использование работы мотора, например в случае систематического грубого и резкого перевода мотора с одного режима на другой, даже если все это не вызывает происшествия, но может привести к преждевременному износу материальной части.

Особое внимание летчик должен обращать на правильное распределение нагрузки; вылет самолета с нагрузкой, увеличенной против нормальной, может быть разрешен лишь под ответственностью и личным руководством командира отдельной части.

Непрерывно совершенствуясь в знании самолетной техники и детально изучая свой самолет, летчик особенно тщательно должен изучить особенности и так называемые «слабые места», специфически присущие тому именно самолету, на котором он летает.

Знание вверенной летчику материальной части должно быть доведено до полного совершенства. В частности летчик должен знать наизусть номера самолета и мотора, число часов его работы и его состояние, данные об эксплоатации и ремонтах, а также летно-технические, регулировочные и другие данные своей машины.

Особенно важно продуманное изучение каждым летчиком теории и техники выполнения элементов полета, что невозможно без глубокого знания самолета.

Обязанности техника

Техник несет ответственность за исправное и опрятное содержание всей материальной части самолета, мотора, оборудования, вооружения и инструмента. Он обязан:

1) основательно изучить и твердо знать всю материальную часть самолета, мотора, оборудования и их индивидуальные особенности;

2) четко, точно, опрятно и своевременно вести записи в формуляре, учетные ведомости на материальную часть, горючее и масло, своевременно представлять установленные по табели срочные донесения;

3) своевременно давать заявки на запасные части, инструмент, горючее, масло и вести точный учет всему этому имуществу;

4) особо следить и лично проверять, чтобы горючее и масло были кондиционными и чтобы заправка ими была произведена в точном соответствии с полученным от командира самолета заданием на полет и установленными нормами;

5) особо заботиться о постоянной боеготовности и исправности своего самолета, мотора, вооружения и оборудования;

6) бережно относиться к расходованию моторесурса, запасных частей, горючего, масла и беречь вверенный ему инструмент;

7) докладывать командиру самолета о всех, даже самых незначительных, неисправностях самолета; несвоевременный доклад об этом командиру, а также малейшее утаивание неисправностей самолета строжайше наказываются.

Во всех случаях получения приказания о выпуске в полет самолета с неисправностями, могущими, по мнению техника, привести к вынужденным посадкам, поломкам, авариям, катастрофам, он обязан доложить свои возражения командиру самолета. При получении повторного приказания о выпуске самолета младший техник обязан без промедления доложить об этом ближайшему прямому начальнику данного командира самолета.

Техник в первую очередь несет ответственность за отказ материальной части в полете, за полную исправность и постоянную готовность самолета и мотора к полетам. Даже в том случае, если полет не закончился происшествиями, но совершался на самолете, материальная часть которого имела неисправности, техник должен быть привлечен к ответственности.

В полетах техник участвует по требованию летчика; обычно это относится к полетам, совершение которых необходимо для проверки готовности самолета, например, после ремонта, после перерыва в полетах и т. д.

Производить какие бы то ни было переделки в конструкции самолета технику запрещено. Нельзя также заменять части и детали, не поставив об этом в известность звеньевого техника. Это необходимо не только для гарантирования безаварийности, но и для обеспечения техническому руководству возможности планово организовать процесс технико-эксплоатационной службы, лучше учесть, где и какие работы выполняются на самолетах.

Если на самолете одновременно работает несколько техников (например техник по приборам, вооружению и др.), старшим считается тот техник, за которым постоянно закреплен самолет, т. е. техник самолета.

Обязанности моториста

Моторист во всех отношениях подчинен технику самолета, на котором он работает. Техник является непосредственным начальником моториста и должен не только требовать выполнения мотористом возложенных на него обязанностей, но и обучать его, воински воспитывать, прививая навыки культурного обращения с порученной материальной частью Обучая моториста авиационно технической специальности, техник должен его настолько хорошо подготовить, чтобы при необходимости моторист мог полностью справиться практически с обслуживанием и подготовкой самолета к полетам.

На ответственности моториста лежат поддержание самолета в чистоте, подготовка и уборка ангарного имущества и эксплоатационного инвентаря, производство заправки самолета горючим и смазочным и выполнение всех отдельных работ под руководством и по указанию техника, например, по смазке самолета, контровке деталей, замене мелких частей и пр.

ГЛАВА XXI

СРОКИ СЛУЖБЫ САМОЛЕТА У-2 И ЕГО РЕМОНТЫ

Многолетний опыт эксплоатации самолета У-2 показывает, что этот самолет в умелых руках, при бережном, культурном обращении с ним, правильном обслуживании и заботливом уходе является совершенно надежной и безопасной для полетов машиной

В общий срок работы каждого самолета У 2 включаются не только полеты, но и руление. За период эксплоатации, даже при отсутствии внешних повреждений, самолет периодически передается в мастерские для просмотра (моторы сдаются в перечистку).

Просмотры и изменение норм налета

Первый просмотр самолета производится по истечении положенной нормы полетных часов.

При просмотре самолет разбирается на части, чтобы можно было вскрыть и осмотреть состояние внутренних креплений; матерчатая, а иногда и вся фанерная обшивки снимаются и заменяются новыми.

Детали тщательно просматриваются, очищаются от пыли и грязи, скопляющихся внутри самолета, подновляются или полностью заменяются.

По окончании этого планово предупредительного ремонта проводится сборка самолета из новых, ремонтированных и старых (но проверенных) частей и деталей.

По окончании сборки самолет проходит полетные испытания для проверки его качеств в воздухе и передается в дальнейшую эксплоатацию. Обычно вес самолетов после просмотров несколько увеличивается; это происходит вследствие того, что при ремонте не все заменяемые части удается подобрать с той же точностью по весу, как это производится в серийном выпуске самолетов.

Второй просмотр. После первого просмотра самолет эксплоатируется положенное число часов, а затем вторично сдается для просмотра, который производится тем же порядком и также заканчивается проверкой полетных качеств.

После второго просмотра самолет эксплоатируется снова в течение определенного числа часов

Таким образом, за время своего полетного существования самолет У-2 периодически полностью просматривается и подновляется.

Повышение норм налета. Как исключение, после положенного налета разрешается дополнительно налетать некоторое число часов, по усмотрению старшего инженера части.

Увеличение или уменьшение срока службы самолета производится на основании учета данных общего числа часов налета в воздухе, фигур высшего пилотажа, условий хранения, грубых посадок и т. п.

При подсчете часов учитывается и время, используемое самолетом для руления: обычно на руление положено на учебных самолетах затрачивать не более 10% от общей нормы часов налета самолета.

Самолет, снятый с эксплоатации, может быть использован для учебных целей: по освоению его конструкции, для обучения рулению, или сдается в разборку на запасные части.

Группы эксплоатационной годности

В зависимости от эксплоатационной годности установлено разделение самолетов на три группы: А, Б и В.

К группе А относятся самолеты вполне исправные, обладающие полным запасом прочности, не имеющие никаких летных дефектов и не вылетавшие установленных сроков налета.

Как правило, после просмотра и ремонта самолеты выпускаются по группе А — пилотажных машин.

Если самолет не налетал еще положенных часов между просмотрами, но отмечается ухудшение его состояния, производство полетов на нем допускается по группе Б (с запрещением выполнять фигуры высшего пилотажа).

Причиной перевода самолетов в группу Б может быть возникновение каких-либо дефектов, делающих опасными полеты с выполнением фигур высшего пилотажа (например разработка и софты в шарнирах рулей, изгиб лонжеронов, деформации боковин и др.); после устранения дефектов и проведения полного ремонта, переборкой всех частей, самолет вновь может быть переведен в группу А.

Причисление самолетов к группе Б является временной мерой; такие самолеты или должны быть сданы в ремонт (на просмотр), или переведены в группу В.

По группе В числятся самолеты, не годные для полетов. Они могут быть использованы (на земле) для учебных целей или для разборки с целью использования отдельных деталей.

Независимо от нормы налета и количества просмотров, для самолета У-2 принят предельный срок его службы и эксплоатации, исчисляемый в годах. При постоянном хранении самолета под открытым небом общий срок службы и сроки просмотров сокращаются. Для самолетов, используемых на буксировке планеров, срок службы также снижается.

Время хранения самолета при ремонте и на складах входит в конечные сроки службы самолета, исчисляемые в годах. Если самолет деревянной конструкции находился на складе свыше определенного срока, он должен быть подвергнут полному просмотру, прежде чем на нем можно разрешить летать.

Сроки перечистки мотора М-11. Моторы снимают с самолета обычно при выработке установленных часов Для мотора М-11 соблюдаются сроки между ремонтами (перечистками), определяемые существующими положениями.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Производится ли ремонт самолета, если он не имеет наружных и внутренних повреждений?
2. Через сколько часов работы производится второй ремонт самолета У-2?
3. Какие самолеты причисляются к группе Б?
4. Как используются самолеты, зачисляемые в группу В?
5. Зачисляется ли в число часов налета время руления самолета?
6. Как исчисляется годность самолета в случае хранения его на складе?
7. По какой группе эксплоатационной годности должны выпускаться самолеты после просмотров?

ГЛАВА XXII

ТЕХНИЧЕСКИЕ ОСМОТРЫ САМОЛЕТА

Значение и виды осмотров

Систематические осмотры обеспечивают безаварийность и полную готовность самолетов к полетам, предотвращая летные происшествия вследствие неисправностей материальной части.

Осмотры разделяются на предполетные, стартовые, послеполетные и периодические.

Предполетный и послеполетный осмотры проводятся каждый полетный день.

При всех осмотрах особое внимание надо уделять состоянию трущихся соединений, слабых мест конструкции, узлов креплений, наиболее ответственных частей.

Каждый осмотр техник (летчик) должен проводить тщательно, не упуская ни одной детали и не возвращаясь по нескольку раз к одному и тому же месту.

Последовательность всех видов осмотров установлена одинаковой; различие же между ними определяется временем и целью каждого осмотра.

Каждый осмотр начинается с осмотра винта, мотора с его агрегатами и шасси. Проверив головную часть самолета, осматривают полукоробки: сначала правую спереди, затем эту же полукороб-

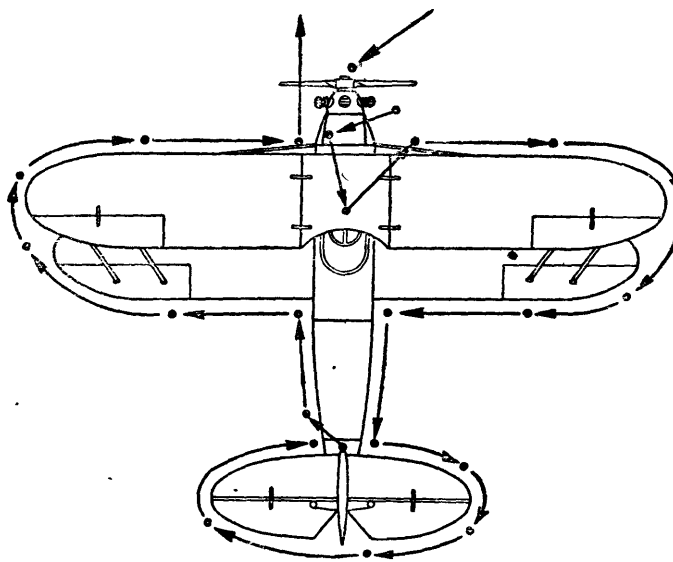


Рис. 159. Последовательность осмотра.

ку сзади; потом проводится осмотр правой стороны фюзеляжа и правой стороны хвостового оперения. Осмотрев хвостовое оперение, проходят по левому борту фюзеляжа к левой полукоробке и заканчивают осмотр проверкой кабин, приборов и органов управления (рис. 159).

В отдельных случаях осмотр приобретает специальный характер, когда требуется проверить только определенные детали, например, узлы креплений, состояние внутренних расчалок фюзеляжа и т. п. Если необходимо вскрыть пол фюзеляжа, это производится одновременно с осмотром шасси.

При послеполетном осмотре проверяется не только состояние самолета, но и полная подготовка его к полетам на следующий день. Поэтому послеполетный осмотр является основным, главнейшим видом осмотра.

Все работы по подготовке к полетам должны быть, как правило, закончены непосредственно по окончании последнего полета, чтобы при предполетном осмотре оставалось только окончательно проверить готовность самолетов к полетам, не затрачивая лишнего времени на какие-либо доделки. При проведении послеполетного осмотра необходимо тщательно проследить за состоянием верхних крыльев, так как при предполетном осмотре не всегда хватит для этого времени.

Проведение предполетного осмотра

Предполетный осмотр производится техником самолета на красной линии и состоит из внешнего осмотра частей самолета, которые могли быть повреждены при его выводке на красную линию. Одновременно проверяется распределение и крепление нагрузки, фактическое количество горючего и смазочного перед вылетом, а также исправность электроосвещения (перед ночными полетами).

Предполетный осмотр заканчивается пробой мотора.

По окончании предполетного осмотра техник докладывает о его результатах летчику, как своему непосредственному командиру, и звеньевому технику, как своему начальнику по технической линии.

Так как самолет должен быть подготовлен заблаговременно, непосредственно по окончании полетов, то обычно на предполетный осмотр технику отводится не более 5—10 минут; осмотр летчиком должен занимать не более 5 минут. За этот срок летчик обязан определить общее состояние самолета и мотора, проверить работу рулей и элеронов и работу мотора.

Особо летчик должен проверять крепление нагрузки и ее распределение, чтобы на поведении самолета в воздухе не отразилось ее неправильное размещение. Если на самолете были сделаны какие-либо замены и исправления, летчик обязан лично проверить их правильность.

Осмотры на старте. Так как на самолете У-2 производят за день большое количество взлетов, всякий раз после посадки, пока производится смена учеников, должен быть произведен осмотр непосредственно на старте; мотор при этом не останавливается.

На старте осматривается состояние креплений шасси, костыля, хвостового оперения, бензо- и маслопроводки (без раскрывания капотов). Объем осмотра на старте зависит от характера полетов; например, при производстве полетов по кругу (первоначальное обучение) чаще приходится обращать внимание на органы приземления, при полетах на высший пилотаж — на органы управления и состояние лент полукоробок.

После грубой посадки требуется специально осмотреть самолет, для чего он отводится на линию предварительного старта и снимается с полетов впредь до заключения о его состоянии после этой посадки Особенно тщательно при этом осматривается шасси Следует отметить, что шасси самолета У-2 достаточно прочно и рассчитано на парашютирование с высоты 2 м, при условии, что самолет ударяется о землю одновременно обоими колесами и костылем.

Проведение послеполетного осмотра

Послеполетный осмотр требует значительно большего времени— от 40 минут до полутора часов.

Цель его — определение дефектов, устранение их и подготовка материальной части к полетам. Так как одновременно производятся уборка самолета и подготовка его к полетам на следующий день, то в этом осмотре намечаются как бы два вида работ: предварительные и проверочные. После заруливания на красную линию производится подробный осмотр самолета, чтобы определить, какие изменения произошли в частях и деталях в результате полетов, что и как необходимо устранить, какой понадобится ремонт и каким образом можно быстрее подготовить самолет к полетам.

Выполнив все намеченное по подготовке материальной части к полетам и произведя заправку горючим и смазочным, необходимо перед уводом самолета с красной линии еще раз проверить, все ли в исправности.

При послеполетном осмотре капоты самолета снимаются полностью. Работы должны быть нормированы таким образом, чтобы осмотр мог быть закончен на всех самолетах к началу технического разбора.

Периодические осмотры

Периодические осмотры бывают шестидневные — в строевых частях и декадные — в школах. Цель их — детальная проверка материальной части и выполнение регламентных работ. При периодических осмотрах устраняются все дефекты, которые возникают в результате эксплоатации самолета и мотора за определенный промежуток времени. Декадные или шестидневные осмотры дают возможность выполнить ряд работ по уходу за самолетом и устранить дефекты, выявленные к этому времени.

Проведение периодического осмотра в школах один раз в декаду, а не по шестидневкам, объясняется тем, что материальная часть учебных самолетов не отличается особой сложностью, проще в эксплоатации и чаще осматривается, почему ее легче поддерживать в надлежащем состоянии.

Периодические осмотры производятся в определенные дни, независимо от того, позволяет или нет погода летать; по времени они занимают целый рабочий день.

Организует и руководит декадным осмотром инженер, согласно общему плану, утверждаемому командиром части.

Участие летного состава в декадных осмотрах обязательно как при составления плана осмотра, так и для личной помощи при выполнении наиболее трудоемких работ и для проверки результатов осмотра.

При декадном осмотре снимаются все листы капота, полы (для более удобного осмотра и чистки узлов фюзеляжа), частично разбирается шасси, осматриваются узлы креплений к фюзеляжу, сни-

маются фильтры, карбюратор, бензопроводы, промывается масляный бак, проверяется регулировка самолета, тщательно проверяется, очищается и вновь смазывается проводка управления самолетом.

К периодическим осмотрам может быть отнесен также осмотр, проводимый после налета самолетом положенной нормы часов, перед отправлением его в очередную переборку. Этот осмотр выполняется старшим инженером части с участием летчика и техника.

Перечень объектов осмотра частей самолета У-2 см. в приложении 4.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1 Может ли быть выпущен в воздух самолет без предварительного осмотра перед полетом?
2 В чем заключается особенное значение послеполетного осмотра?
3 В какой последовательности проводится каждый осмотр?
4 С какой части самолета следует начинать осмотр?
5 Что должен осмотреть перед полетом летчик?
6 Где производятся обычно пред- и послеполетный осмотры?
7 Почему послеполетный осмотр требует большего времени?
8 Почему заправку самолета горючим необходимо производить непосредственно после окончания полетов?
9 Почему в школах производятся не шестидневные, а декадные осмотры?
10 Участвует ли летный состав в декадном осмотре?

ГЛАВА XXIII

ОБСЛУЖИВАНИЕ САМОЛЕТА

Для работ по обслуживанию на каждом самолете положено иметь инструментальный ящик. Инструмент, необходимый для работ на самолете, показан на рис. 160.

Хранение самолетов в ангарах

Правильное хранение и содержание самолетов обеспечивает безаварийную эксплоатацию их в воздухе и способствует увеличению срока службы каждого самолета. Так как самолет У-2 деревянный, то его прежде всего необходимо предохранить от атмосферных воздействий. Для этого самолеты У-2 должны, как правило, храниться в ангарах или в палатках.

Винт и кабины самолета при хранении закрываются чехлами, которые должны быть сухими, чистыми и непорванными. Поэтому чехлы нельзя загрязнять, бросать, подстилать и т. п. Для подстилки следует пользоваться кусками старого брезента или старой обтяжки. На чехлах должны быть поставлены метки с номером самолета.

Установка самолета в ангаре. Самолеты в ангаре не должны стоять вплотную один около другого, а так, чтобы между ними можно было проходить. Для постоянной правильной расстановки самолетов на полу ангара обозначается место касания колес и костыля каждого самолета (рис. 161).

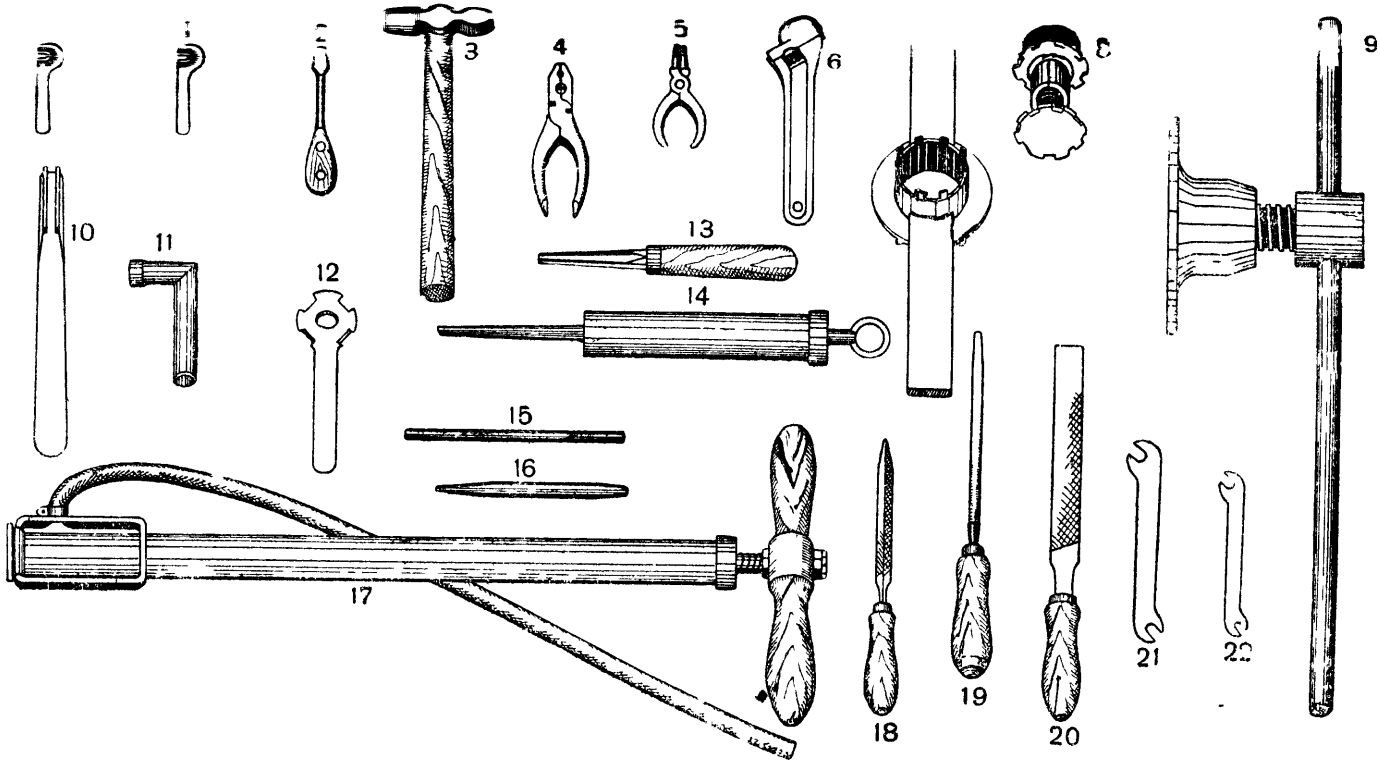


Рис. 160. Инструмент для работ на самолете.

1—ключи для лент, 2—отвертка, 3—молоток, 4—универсальные плоскогубцы, 5—круглогубцы, 6—шведский ключ, 7—ключ гайки винта, 8 и 9—съемники винта, 10—ключ для пробок баков, 11—ключ для гаек кардана шасси, 12—ключ для бензинового фильтра, 13—шило для заплетки тросов, 14—шприц, 15 и 16—выколотки, 17—насос, 18, 19 и 20—напильники, 21 и 22—ключи постоянные двухсторонние

Каждый самолет должен оставляться в ангаре в полном порядке.

Ручка управления, элероны и рули устанавливаются нейтрально (зажимами или закреплением ручки); руль направления оставляется в свободном положении. Костыль устанавливается по оси фюзеляжа.

Бензиновый кран и масляный кран должны быть закрыты.

Кабины должны находиться в полной чистоте и исправности, в них не должно оставляться никаких предметов, ни личных, ни служебных.

Под концы оси шасси при длительном хранении самолета подставляются подставки. На случай стекания масла на пол ангара подставляется противень.

На кабины, мотор, винт, трубки Пито и Вентури надеваются чехлы.

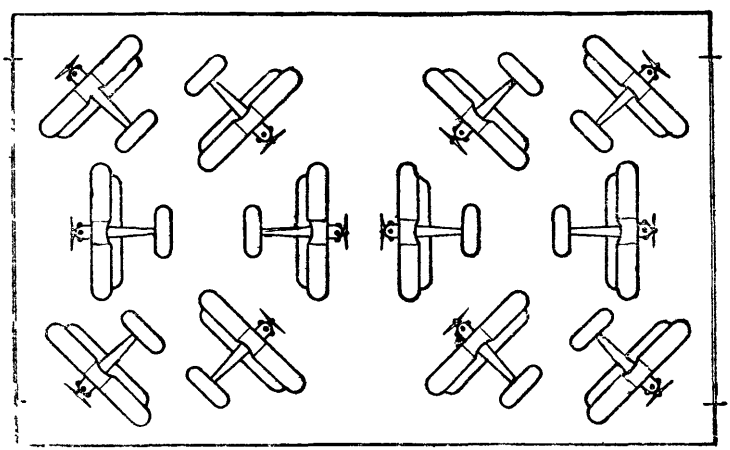


Рис. 161. Схема размещения самолетов в ангаре (при выводке первых самолетов, во избежание задеваний за соседние, хвосты их необходимо поднимать и производить раскантовку).

В ангарах и палатках не разрешается вести работы по заправке самолетов горючим и смазочным и по снаряжению боеприпасами. Только в исключительных случаях, например при проливном дожде, можно провести, с разрешения старшего начальника, заправку самолета горючим и смазочным в ангаре.

Разборка, сборка и регулировка самолетов, смена моторов, приборов и тому подобные ремонтные работы по замене частей производятся в ангарах, если погода не позволяет вести их снаружи.

Во избежание длительного нагревания, чтобы не возникало коробления или растрескивания частей самолетов, окна солнечной стороны ангара должны быть забелены.

Ангары должны проветриваться, чтобы в них не было испарений керосина, бензина и пр. Особенно важно производить проветривание ангара весной.

В ангарах и палатках должна поддерживаться безупречная чистота; в них нельзя оставлять тряпки, куски проволоки, всякие

обрезки; нужно следить, чтобы все это не заметалось по углам, не запихивалось под верстаки и т. п.

При уборке пол ангара должен быть опрыскан или посыпан мокрыми опилками, чтобы при подметании не поднималась пыль.

Не менее одного раза в декаду в ангарах производится мытье полов.

Курение в ангаре и около него (на 50 м) категорически запрещается; для курения имеются специально огороженные места, в стороне от самолетов, бензохранилищ и других огнеопасных объектов. Из соображений пожарной безопасности ни в ангарах, ни снаружи их нельзя хранить горючее, смазочные, лакокраски, кислоты, а также пустую тару (бочки, ящики); это не распространяется на горючее и смазочное, находящееся в баках самолетов.

Строжайше запрещено вести в ангаре всякие работы, связанные с разведением огня или получением электрического тока, а также работы по пайке, сварке и т. п.; производить их следует не ближе 50 м от ангара.

Вокруг ангаров должна поддерживаться безукоризненная чистота. Особое внимание обращается на сбор промасленных тряпок, так как эта ветошь, слежавшись, способна самовозгораться, что уже приводило к пожарам. Промасленные тряпки нужно складывать в железные ящики, не оставляя ни одной тряпки на самолете.

Каждый ангар должен быть обеспечен противопожарным инвентарем. На стенах ангара развешиваются огнетушители и кошма (сбитый войлок). 18—20 огнетушителей помещается снаружи. Ввиду особой ценности ангаров и их содержимого, количество огнетушителей берется с большим превышением против обычной нормы (по норме один огнетушитель ставится из расчета его использования на площади до 200 м²).

У каждого ангара должен быть устроен пожарный пункт, где должны находиться: топор, два лома, два багра, два ведра и кошма. Песок для забрасывания огня хранится в ангаре в ящиках. Кроме того в ангаре, удаленном от пожарной части, должны находиться пожарные лестницы, к ним должна быть подведена водяная магистраль для прокладки пожарных брезентовых рукавов.

При закрытии ангара должен присутствовать дежурный пожарный, проверяющий ангар с точки зрения пожарной безопасности.

Весь пожарный инвентарь окрашивается в красный цвет с кирпичным оттенком.

В отличие от пожарного инвентаря, оборудование ангара (шкафы, верстаки, стремянки и т. п.) должно быть окрашено в темно-коричневый цвет; имущество для обслуживания и ухода за самолетом — эксплоатационное — окрашивается в защитный цвет.

Воронки и ведра для мытья самолетов должны иметь пометки об их принадлежности к определенным номерам самолетов и назначении (т. е. для бензина, для масла). Пометки наносятся снаружи в виде полосы шириной 4—5 см: для горючего — красного, для масла—темнокоричневого, для воды—зеленого цвета.

На каждый самолет положено иметь: два ведра (одно для мыльной воды, другое для чистой), одну стремянку (две

ные колодки с веревками, один козелок под хвост. Воронки положено иметь из расчета по одной для бензина и по одной для масла на звено.

За порядком внутри ангара следит дежурный по ангару, назначаемый из техников или мотористов; общий контроль и забота о состоянии ангаров являются обязанностью коменданта аэродрома

Хранение самолетов в палатках

В палатке можно расставить четыре самолета типа У 2. Правила хранения аналогичны хранению в ангарах.

При хранении в палатках и вообще в полевых условиях всегда необходимо быть готовым, чтобы удержать палатки от срыва и обвала при шквалах и в бурю; при силе ветра более 25 м/сек самолеты выводятся из палаток, укрепляются и удерживаются снаружи.

Хранение самолетов под открытым небом

Если приходится хранить самолеты под открытым небом, их следует устанавливать под защитой укрытий (лес, строения), носом к ним, на расстоянии 1,5—2 размахов самолета от укрытия Установка под укрытием значительно снижает подъемную силу крыльев. Если укрытий нет, то самолеты должны быть поставлены носом по ветру; при отсутствии ветра самолеты ставятся по направлению господствующих в данной местности ветров Правильно установленный самолет необходимо прочно и надежно закрепить, чтобы он не мог сдвинуться или перевернуться при сильном ветре.

Рис. 162. Штопор.

Как и при выборе палатки, место стоянки самолета должно иметь ровный сухой твердый грунт. Если грунт не сухой и не твердый, то под колеса и костыль подкладываются дощатые щиты.

Для закрепления самолета служат штопоры из пруткового железа, в 3—4 витка, длиной в 600—650 мм (рис 162), которые ввертываются в землю под нижними крыльями и у хвостовой части самолета. Для закрепления применяются веревочные концы (фалы), диаметром 12—15 мм

При отсутствии штопоров вбиваются колья, длиной не менее 1 м и толщиной до 100 мм.

Чем слабее и рыхлее грунт, тем больше должно быть точек крепления и тем глубже должны быть завернуты в землю штопоры или забиты колья.

При очень слабом грунте иногда более целесообразно пользоваться кольями, а не штопорами, так как последние не могут быть так глубоко введены в землю, как колья. Можно пользоваться также отрезками труб (наподобие шлямбуров, которыми пользуются при пробивании отверстий в каменных стенах), сделав на конце трубы отверстие для привязывания к нему троса или веревки, которыми производится крепление самолета.

За состоянием грунта, если он вначале и казался подходящим, необходимо непрерывно следить, так как при изменении погоды, например из-за дождей, крепление кольев или штопоров будет ухудшаться.

Время от времени необходимо проверять, насколько прочно натянуты крепления; при очень тугом их натяжении могут возникнуть обрывы креплений или деформация частей самолета, а ослабление креплений вызовет сдвиги самолета, могущие привести к поломкам. При дожде необходимо крепления отпускать, давать им меньшую натяжку, а после дождя подтягивать, так как веревки при дожде будут намокать, а потом ссыхаться.

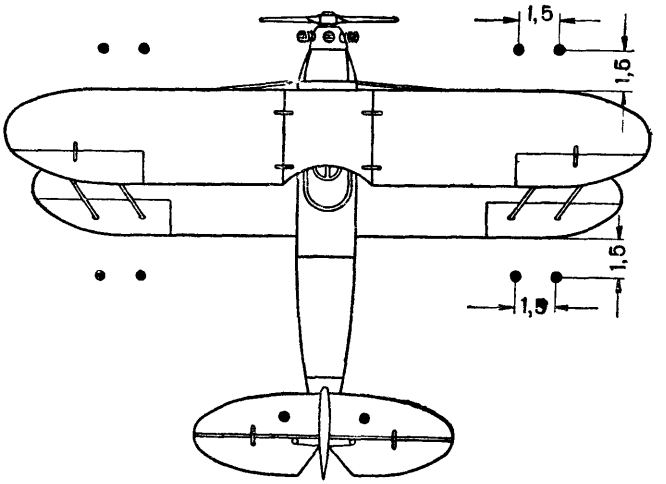


Рис. 163. Крепление самолета в поле (размеры даны в метрах).

Поэтому более целесообразно пользоваться не веревочными концами, а тросами, так как тросы не подвержены растягиванию под влиянием атмосферных условий. Однако тросы не всегда могут оказаться под рукой, в особенности при закреплении самолета в поле, на месте вынужденной посадки Прочность троса весьма велика по сравнению с веревочным концом, и, как показывает практика, вырывание штопоров более возможно, чем обрыв тросов.

Крепление самолета производится в трех местах, образуя как и пять кустов штопоров (кольев)· по два куста для закрепления каждой из полукоробок и один куст для хвостового крепления (рис. 163)

Штопоры (колья) ставятся на расстоянии 1,5 м от передней кромки нижнего крыла, причем один штопор (кол) ставится напротив стойки (в одной линии со стойками), а другой - на 1,5 м от первого штопора, ближе к консоли крыла

Колья (штопоры) ставятся в землю под углом, чтобы создать большее сопротивление тяге крепящего конца.

Между штопорами заводится трос (веревка), на котором должно быть поставлено кольцо причала, на высоте примерно 0,75 м, чтобы было удобно на нем производить крепление концов. От этого кольца пропускается трос, закрепляемый на верхнем переднем узле крепления стоек полукоробки.

Так же должны быть поставлены и штопоры (колья) по задней кромке крыльев, на расстоянии 1,5 м, но с той разницей, что между ними не устраивается общего крепления, а от каждого штопора (кола) заводится свой конец на задний верхний узел стойки полукоробки. Таким образом, заднее крепление полукоробки отличается от переднего тем, что оно имеет два конца, а не один. Это делается для того, чтобы сохранить крепление на случай, если один из концов будет сорван.

Закрепив трос (конец) на верхнем переднем узле, не следует пропускать его на соединение с креплением на задней стойке. Каждое из креплений к крылу (переднее и заднее) должно быть независимо. Это необходимо для более быстрого освобождения самолета от креплений, что особенно важно во всех случаях быстрой выводки самолетов, например при тревогах, и вообще для экономии времени подготовки самолета к полетам.

Чтобы не портить стойки трением троса, последний обматывается на своем верхнем конце клеенкой или киперной лентой, или же должен быть предохранен надеванием дюрита. Вокруг стойки трос заматывается 2—3 раза.

При необходимости усилить крепление или при слабом грунте может быть поставлен третий штопор (кол), соединяемый с другими общим веревочным концом или тросом.

Если самолет имеет постоянную стоянку под открытым небом, передний куст штопоров (кольев) может быть заменен врытым в землю бревном, снабженным кольцом для причального троса.

Если самолет имеет на нижних крыльях причальные кольца, к ним отводятся концы от одного переднего и от заднего штопоров (кольев). Однако крепление от штопоров на верхнее крыло должно быть всегда сохранено.

Хвостовое крепление. Хвостовой куст состоит из двух штопоров (кольев), ставящихся на расстоянии 1 м один от другого по бокам фюзеляжа, на одной линии с поворотной (осевой) трубой костыля. Между собой штопоры не соединяются; причальные концы должны быть самостоятельны от каждого штопора (кола) Крепятся концы вокруг костыля, в его нижней части.

Для крепления хвоста веревки более предпочтительны, чем тросы, так как последние, прикасаясь к деталям фюзеляжа могут повредить их. Поэтому всюду, где проходят и могут касаться деталей самолета причальные концы, должны быть подложены подкладки из материи.

Крепление должно быть сделано прочным, без слабины, так, чтобы исключалась возможность раскачивания самолета в стороны и приподнимания от земли.

Привязывание самолета У-2 за подкрыльные дужки запрещается, так как это ведет к ослаблению набора деталей крыла.

На открытой стоянке все части самолета должны быть плотно зачехлены, чтобы пыль и песок не могли проникнуть в щели и отверстия, которые имеются между частями и в деталях самолета. Ручки управления ставятся так, чтобы рули были в наивыгоднейших условиях по отношению к ветру. Под колеса обязательно подкладываются, сзади и спереди, колодки; хвостовая часть оставляется без подставки. Элероны и рули закрепляются зажимами.

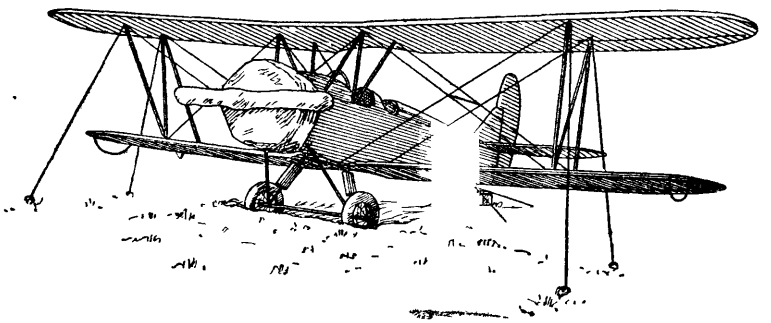


Рис. 164. Схема закрепления самолета на стоянке.

Для уменьшения подъемной силы крыльев в случае, если задует лобовой ветер, желательно устанавливать самолет в линию полета, опуская колеса в специально вырытые в земле выемки и приподнимая хвост на клин с гнездом для установки костыля.

Подобное крепление изображено на рис. 164 и 165.

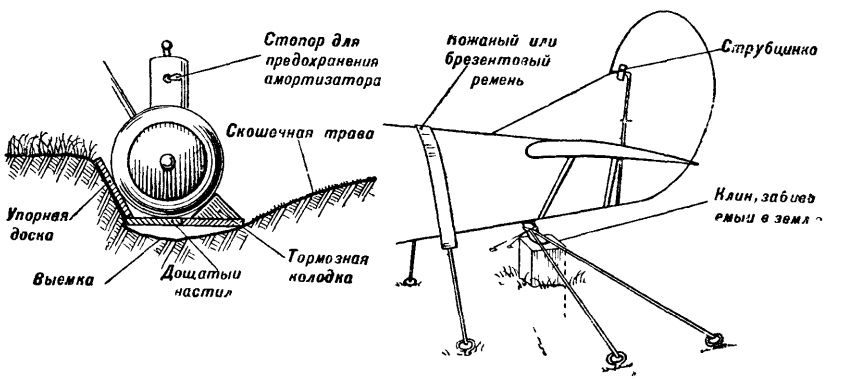


Рис. 165. Детали крепления шасси и костыля.

Воспрещается оставлять самолеты под открытым небом без полного закрепления хотя бы на несколько часов, чтобы не подвергать их риску повреждения от внезапного изменения погоды.

Весь экипаж должен уметь крепить самолеты и удерживать их при ураганных ветрах.

При хранении в ангарах (особенно в пригородах и более часто и осеннее время после уборки хлеба с полей) были случаи порчи

мышами деталей конструкции и повреждения оклейки, изоляционной проводки, резины и т. п Поэтому в случае появления грызунов требуется систематическое наблюдение за самолетом и принятие мер по истреблению вредителей.

Перевозка самолета

Так как самолет У-2 имеет небольшой вес, то перевозку его с места на место легко производить вручную На небольшое расстояние самолеты можно перевозить конной тягой, при условии ровной местности; при этом под хвостовую часть фюзеляжа подводится специальная двухколесная тележка с вращающейся площадкой, имеющая гнездо, в котором закрепляется костыль. Лучше же применять тягачи (тракторы) небольшой мощности.

Если самолет необходимо перевезти за пределы аэродрома, целесообразнее его разобрать Обычно в авиапарках имеются специальные платформы для перевозки с колесами на пневматиках Фюзеляж перевозится на своих колесах, хвостом вперед, укрепляемым на платформе, и на ней же размещают крылья и другие части

При перевозке необходимо соблюдать осторожность, наблюдая, чтобы из-за выбоин и ям на дороге самолет не опрокинулся на бок Поэтому около фюзеляжа иногда должен итти сопровождающий, который мог бы регулировать передвижение самолета Колеса самолетов должны при перевозке иметь нормальное давление При сильном ветре перевозить разобранные или собранные самолеты нельзя

Выводка самолетов перед полетами

При выводке самолетов из ангара соблюдаются общие правила, указанные в Наставлении по технико-эксплоатационной службе.

Ангар должен быть открыт не менее чем за 5 минут до начала выводки, обычно за 5 минут до прихода технического состава и команды курсантов.

Общее руководство выводкой самолетов всего отряда возлагается на старшего техника.

Выводкой каждого самолета из ангара на красную линию руководит техник, к которому прикреплен самолет.

Упираться руками при выводке надо там, где части самолета наиболее прочны. При выводке самолета У-2 упираться руками следует в нижние узлы стоек крыльев и крепления шасси, но отнюдь не держать стойки за их середину, так как этим вызывается изгиб стойки. Если понадобится приподнять самолет за какую либо полукоробку, то для этого следует брать нижнее крыло в его наиболее прочных местах: под узлами крепления, на соединении главных нервюр с лонжеронами, обращая внимание на то, чтобы не вдавливать обшивку и не поломать нервюр.

Нельзя тянуть самолет за лопасти винта, за ленты-расчалки, подкосы стабилизатора, толкать за заднюю кромку крыла, держаться за рули и за другие хрупкие детали, которые могут быть легко повреждены.

В выводке участвуют обычно 6 человек, однако, вследствие небольшого веса самолета, можно справиться и меньшим количеством: летом — два три, зимой—пять человек.

Перед выводкой по команде «Для выводки к самолету» производится следующая расстановка: двое становятся у хвоста, по бокам фюзеляжа; по двое становятся впереди крыльев с каждой стороны; из них один у торцовой части крыла, а другой в месте крепления стоек. Поднимать хвост надо, взявшись под нижний лонжерон в тех местах, где в нижней обшивке фюзеляжа устроены специальные карманы. Стоящие у крыльев должны толкать самолет, держась за концы стоек крыльев.

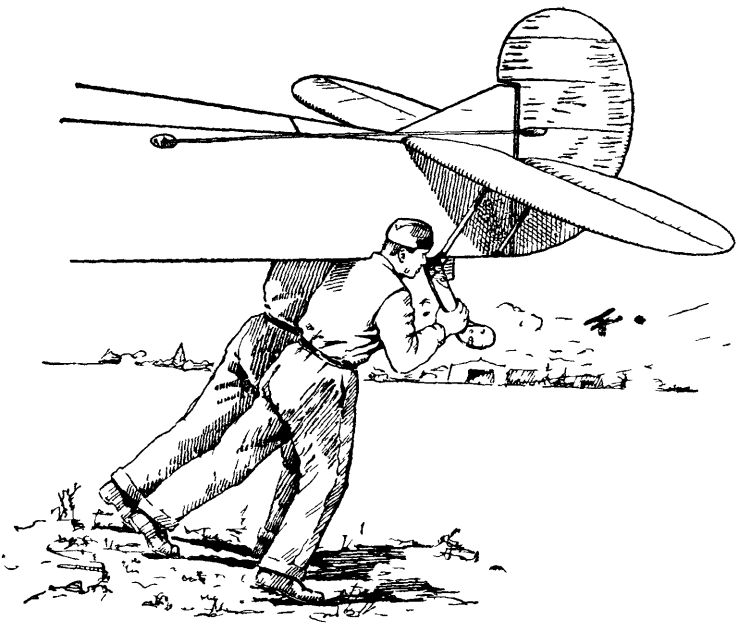


Рис. 166. Выводка самолета хвостом вперед.

Выводка самолетов летом производится, как правило, хвостом вперед (рис. 166).

Руководящий выводкой (техник данного самолета) становится впереди самолета.

Выводка каждого самолета производится по командам, которые подает техник, руководящий выводкой.

Порядок команд следующий:

1) «По местам»;
2) «Поднять хвост»;
3) «Хвост на плечо»;
4) «На хвост».

По командам «Поднять хвост» и «Хвост на плечо» ведущие поднимают хвост и кладут на плечи, придерживая его одной рукой за костыль. Выводящие самолет за крылья, двигаясь за пе-

редней кромкой крыла, лицом к хвосту, должны стараться не толкать самолет рывками и итти в ногу с несущими хвост.

По команде «На хвост» самолет направляется хвостом вперед.

Дальнейшие команды подаются в зависимости от того, куда необходимо вести самолет, например: «Хвост вправо», «Хвост влево, круче», «Правое придерживать», «Стоп».

Каждый из выводящих, заметивший первым возможность столкновения или повреждения самолета, обязан подать команду «Стоп» Если понадобится развернуть самолет, то это необходимо делать не на месте, а описывая обоими колесами дугу, чтобы не вызывать излишних напряжений в шасси.

Когда самолет приведен на предназначенное для него место, подается команда «Стоп», после которой командуют «Опустить хвост».

Если нет уверенности, что команды будут слышны, а также при выводе в противогазах, команды дублируются сигналами:

«Вперед» — руководящий выводом делает взмах рукой вперед, сверху вниз;

«Влево» — руководящий выводом вытягивает левую руку в сторону на уровне плеча;

«Вправо» — руководящий выводом вытягивает правую руку в сторону;

«Внимание» — руководящий выводом поднимает одну руку вверх, ладонью вперед.

«Стоп» — руководящий выводом поднимает вверх обе руки, ладонями вперед

Вблизи каждого места стоянки самолетов разбивается одна или несколько красных линий, обозначенных бетонированной дорожкой, с разметкой флажками мест для установки каждого самолета.

На красной линии происходят непосредственная подготовка к полетам, осмотры, заправка и снаряжение самолетов. Красная линия должна быть разбита вне пределов огнеопасной зоны и содержаться в полной чистоте.

Самолет устанавливается на красной линии всегда на свое определенное место На красной линии самолеты устанавливаются носом в поле (хвостом к ангару), при этом так, чтобы при работе мотора струя от винта не попадала на другие самолеты или внутрь ангара

Между самолетами на красной линии должны быть оставлены интервалы, равные 1 м.

Самолеты выстраивают или в одну линию или в две, носами один против другого.

Те самолеты, на которых полетов в данный день не будет, а предполагается производить какие-либо работы или провести опробование мотора, также выводятся из ангара, но ставятся отдельно от выстроенных для полетов.

Под колеса выстроенных самолетов следует поставить тормозные колодки для предупреждения сдвигов самолета, в особенности при пробе мотора.

Подготовка к полетам

После установки на красной линии проводится осмотр самолета перед полетом.

Под колеса самолета должны быть подложены колодки. Одновременно должна вестись подготовка к запуску: снимаются чехлы, подносится инструмент, стремянки.

Для быстроты проведения осмотра каждый курсант получает определенный объект, за состояние которого он отвечает. Проведение осмотра курсантами не снимает ответственности с техника; он обязан проверить самолет и мотор, так как, являясь организатором предполетного осмотра, он осуществляет контроль за работой курсантов и персонально отвечает за подготовку самолета к полету.

На подготовку самолета У-2 к полетам отводится время, регламентируемое расписанием. Порядок осмотра самолета см. в приложении 4.

Запуск мотора

По окончании осмотра, залив полный шприц масла через суфлер на упорный подшипник, приступают к запуску Запуск мотора М-11 чаще всего производится от руки и реже от стартера[1] (обычно зимой).

Прежде чем начать самый запуск, следует убрать стремянки и всякие предметы, которые могут мешать запуску.

Необходимо убедиться, что в том месте, где будет работать мотор и вращаться винт, совершенно чисто, нет щепок и другого мусора, который мог бы повредить винт, будучи втянутым в его струю. Колодки под колеса должны быть подложены правильно.

Начинать запуск надо с таким расчетом, чтобы мотор был закончен опробованием и его не приходилось останавливать в ожидании прихода летного состава.

Непосредственно перед запуском необходимо проверить открытие бензиновых и масляных кранов, крепление капотов самолета, отсутствие течи горючего и смазочного, отсутствие на самолете предметов и инструментов, не убранных перед запуском.

Готовясь к запуску, очень важно не забыть проверить наличие около самолета огнетушителей (один огнетушитель на один самолет).

Для предотвращения пожара, в случае выхлопа в карбюраторе при запуске, немедленно закрывается бензиновый кран, выключается зажигание и, если пламя затушить не удается, используются огнетушители.

Проверив, что для запуска все готово, летчик или техник садится в первую кабину. Моторист и один из курсантов становятся: один перед винтом, другой перед стабилизатором, чтобы придерживать его, когда с увеличением числа оборотов мотора хвостовая часть начнет приподниматься.

[1] Стартер — приспособление для запуска мотора.

Заняв место в самолете, летчик (техник) убеждается в том, что все приборы и рычаги управления в порядке и что зажигание выключено.

Открыв бензиновый кран, летчик (техник) командует: «Провернуть винт», подтверждая эту команду выбрасыванием левой руки горизонтально в сторону и производя ею вращательное движение на уровне плеча.

Моторист, получив команду, спрашивает: «Выключено?», подтверждая этот вопрос скрещиванием рук, поднятых вверх.

Летчик (техник), убедившись еще раз, что зажигание в кабине выключено, отвечает: «Выключено», подтверждая этот ответ также скрещиванием рук, поднятых вверх.

Получив этот ответ, моторист берется за лопасти винта и проворачивает его по ходу. В это же время летчик (техник) производит заливку мотора с помощью заливного насоса, давая летом 3—5, а зимой 8—12 качаний.

Моторист энергично проворачивает винт, ставя его на компрессию. Одновременно с рывком винта моторист отбегает в правую сторону и, подняв вверх правую руку, громко докладывает: «Контакт!».

Ответив: «От винта», летчик (техник) включает зажигание [1], переводя переключатель и проворачивая ручку пускового магнето, подтверждая эту команду выбрасыванием левой руки в сторону.

Если мотор не запускается, летчик (техник) выключает зажигание и подает команду: «Выключено», одновременно сопровождая ее поднятием скрещенных рук над головой.

После этого винт снова становится на компрессию при выключенном зажигании, и запуск повторяется. При этом моторист подходит к винту только после утвердительного ответа летчика (техника): «Выключено» на свой вопрос: «Выключено?».

Запуск автостартером. Для запуска автостартер подводится к самолету на расстоянии 1 м таким образом, чтобы его хобот находился на одной оси с храповиком винта.

По команде летчика «К запуску» младший техник подает команду шоферу стартера «Вперед».

По этой команде шофер медленно и осторожно подводит хобот стартера до 10—15 см к храповику винта и останавливает стартер на этом расстоянии после команды техника «Стоп».

Моторист соединяет хобот с храповиком, причем под колеса стартера должны быть подложены тормозные колодки (рис. 167). Выполнив свою работу, моторист становится у консоли правого крыла.

Когда все приготовления закончены, сидящий в кабине летчик (техник) подает команду «От винта», дублируя эту команду вытягиванием правой руки в сторону.

После ответа моториста «Есть от винта» шофер дает сигнал и включает сцепление.

---

[1] Перед командой «От винта» летчик (техник) ставит рычаг газа в положение 500—600 оборотов; рычаг же опережения зажигания должен быть убран (т. е. переведен на позднее зажигание).

Как только винт сделает 1,5—2 оборота, летчик (техник) включает зажигание.

После общей команды «На старт» инструктор-летчик каждого самолета подает команду «Убрать колодки». Так как из-за работы мотора эта команда может быть не слышна, она дублируется взмахом рук в стороны.

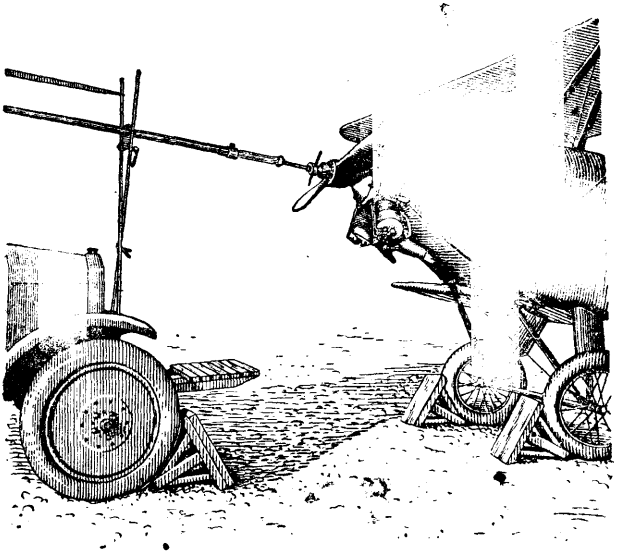


Рис. 167. Запуск автостартером.

Когда самолет двинется с места и начнет рулить, красная линия приводится в порядок; все, что выносилось из ангара для запуска и предполетного осмотра, убирается, и то место, где стоял самолет, приводится в порядок.

Прогрев и проба мотора

После того как мотор запустится, его необходимо прогреть. Для этого вначале выдерживают его не более одной минуты на малых оборотах (400—600 об/мин), а затем, убедившись в нормальном давлении масла, переводят мотор на 3—4 минуты на 700—800 об/мин. Одновременно проверяется действие секторов; сначала опережения зажигания, потом газа, а также работа приборов. Попутно летчик (техник) проверяет, не трясет ли мотор.

Движение рычагом газа производится плавно; при движении секторов «от себя» газ и опережение увеличиваются; резкие переходы от малых оборотов на большие недопустимы.

На средних оборотах проверяется работа обоих магнето путем последовательного выключения каждого при полном опережении.

Полный газ можно давать, только убедившись, что все приборы работают, причем масляный манометр должен показывать нормальное давление.

На полных оборотах не разрешается держать мотор дольше 2 минут, ограничиваясь обычно проверкой в течение 10—15 секунд. Для остановки мотора необходимо убрать опережение зажигания и плавно перевести рычаг газа на малые обороты. После того как мотор на этом режиме в течение 1—3 минут охладится, можно выключить зажигание.

Ни в коем случае нельзя допускать выключения магнето на больших оборотах. Если требуется мгновенная остановка, надо закрыть газ и потом уже выключить магнето. Несоблюдение этого правила может вызвать пожар.

Проба мотора производится летом не более 5 минут, зимой, в целях прогрева,—до 30 минут. Для лучшего охлаждения мотора летом желательно, чтобы при пробе его самолет был развернут носом против ветра.

Если во время пробы мотора самолет сдвинет тормозные колодки, перескочит через них или начнет резко поднимать хвост, следует немедленно убрать газ и выключить зажигание. В течение всего времени пробы мотора на земле необходимо ручку управления полностью держать выбранной «на себя», чтобы поджимать хвостовое оперение рулями к земле. Педали должны удерживаться ногами в нейтральном положении.

Во время работы мотора никто не должен находиться в плоскости вращения винта. В кабине самолета во время работы мотора должен находиться летчик или техник.

Если мотор находится в горячем состоянии, следует дать ему остыть (доведя температуру масла до 60°), и только после этого можно вновь проворачивать винт, иначе могут произойти самопроизвольная вспышка и обратный удар винтом.

Запуск горячего мотора производится без проворачивания винта для постановки на компрессию. Подав команду «От винта» и получив ответ моториста «Есть от винта», летчик (техник) включает зажигание и проворачивает ротор магнето.

Руление на старт

Рулить имеет право только летчик. Руление, как правило, производится без сопровождающего, тем более что самолет У-2 рулит устойчиво и хорошо.

При ветре свыше 8—10 м/сек, при плохой поверхности аэродрома и ночью у консольной части правого крыла должен итти сопровождающий (моторист); если имеется второй сопровождающий, он идет у левого крыла.

Рулить надо на такой скорости, чтобы сопровождающий мог следовать быстрым шагом. Не следует допускать при рулении резких поворотов, чтобы избежать излишних нагрузок на колеса, костыль и хвостовую часть самолета.

Если понадобится изменить направление руления, сделать разворот, летчик подает сопровождающему сигнал «Разворот вправо» или «Разворот влево», вытягивая в сторону, соответственно

правую или левую руку. По этой команде (сигналу) сопровождающий придерживает то крыло, в сторону которого самолет разворачивается, до команды «Прямо», сигналом которой служит взмах руки летчика вперед.

Уборка и заправка самолета по окончании полетов

По окончании полетов самолеты выстраиваются на красной линии носом к ангару. Техники (мотористы) обязаны принять самолеты. Каждый летчик, прежде чем остановить мотор и вылезти из кабины, дает мотору поработать на малых оборотах.

Выключив мотор, летчик обязан дать технику сведения о поведении самолета в воздухе и о работе мотора, отмечая все замеченные им дефекты. Одновременно сообщается число посадок и другие сведения, необходимые для занесения в формуляр, и даются указания о том, на что следует обратить внимание при подготовке к дальнейшим полетам.

Ко времени возвращения самолетов на красную линию выносятся вода, ветошь для мытья и чистки самолета, смесь керосина с маслом для заливки в цилиндры, чехлы, стремянки, инструмент, расходные материалы (проволока, шплинты, гайки).

Бочки с бензином должны подкатываться на красную линию только после установки на ней самолетов.

Далее должны быть раскрыты все капоты, снят верхний обтекатель фюзеляжа, поставлен горизонтально винт и т. д., после чего производятся мойка, обтирание, смазка роликов и шарниров, замена деталей и мелкий ремонт, а также заправка самолета горючим и маслом.

Заправка горючим и смазочным. Заправка горючим и смазочным производится на красной линии не ближе 50 м от ангара.

Горючее доставляется из бензохранилища обычно в автоцистернах или бочках (по 170 кг каждая). На бочках с грозненским бензином наклеивается голубой ярлык. Смазочное доставляется в бидонах (по 16 кг каждый).

Открывать бочку следует только специальным ключом.

Заправка горючим производится ручными насосами (системы «Альвейер» или «Гарда»); наливать горючее ведрами нельзя, так как при этом легко загрязнить бензин. Масло заливается непосредственно из бидонов, вручную, причем 2 кг заливаются в картер мотора, а 17 кг в бак.

При заправке самолета необходимо добиваться максимальной аккуратности и чистоты, а также стремиться к экономии горючего и смазочного.

Необходимо заботиться, чтобы ни сор, ни пыль не могли попасть в горючее или смазочное. Если поднимется ветер, следует устроить прикрытие от него, например, при помощи листа фанеры, чтобы бензин не расплескивался по сторонам.

Прежде чем заправлять, необходимо убедиться, что горючее и смазочное хорошего качества; периодическая проверка их качества производится техником по топливу.

Заправку бензина проводят два человека: один держит воронку в наливном отверстии бензинового бака, а также шланг от альвейера, а другой работает насосом.

Альвейер для удобства монтируется на той же тележке, которая служит для подвозки бочек с бензином.

Держащий воронку обычно становится в первой кабине, нагибаясь к бензиновому баку, чтобы воронка стояла прямо и бензин не расплескивался и не разливался.

Воронка снабжается сеткой для задержки мелких частиц сора, если они попадают в бензин или масло.

На воронке для бензина должна лежать замша (размером 50××50 см), чтобы отфильтровать его от примесей воды, которую замша не пропускает. Замшу не следует туго натягивать на воронке, но нельзя и давать ей провисать, так как иначе не будет происходить хорошей фильтровки. Нужно следить за тем, чтобы в замше не было проколов и порчи; она должна содержаться в чистоте, быть сухой и храниться в специальном футляре. Если на автоцистерне имеется специальный фильтр, заправка может быть произведена и без замши.

Сигнал о прекращении наливания бензина дает тот, кто стоит у воронки; по слуху и по уровню он должен определить, что бензина налито достаточно. Масляный бак заправляется до 0,9 его объема. Заправлять его полностью недопустимо, так как масло будет выбивать через пробку, загрязняя машину. Кроме того, вследствие образования паров масла может произойти разрыв стенок бака.

Заводка самолетов в ангар. Когда закончен послеполетный осмотр и самолет подготовлен к полетам на следующий день, производится заводка в ангар.

На послеполетную подготовку самолета У-2 отводится 2 часа.

Первыми заводятся самолеты, которые или не закончены подготовкой или не будут принимать участия в полетах следующего дня; они ставятся в глубине ангара.

Все команды при заводке самолетов и их исполнение аналогичны командам при выводке самолетов из ангара.

Если самолеты заводились в ангар под дождем или под снегом, они должны быть в ангаре насухо вытерты и покрыты сухими чехлами.

По окончании установки самолетов в ангаре производятся записи в формуляры и проведение технического разбора, после чего ангар закрывается.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Какой инструмент необходим для проведения работ на самолете?
2. Почему не разрешается, как правило, хранить самолет под открытым небом?
3. Как необходимо крепить самолеты в поле?
4. Сколько штопоров требуется для закрепления самолета?
5. Почему концы креплений заводятся на верхние узлы при закреплении самолета?
6. За какие места следует браться при выводке самолета?
7. Почему выводка самолета производится хвостом вперед?

8. Какие меры предосторожности необходимо проводить при запуске мотора?
9. Как производится проба мотора?
10. Когда при пробе мотора разрешается переводить его на полный газ?
11. Что проверяется на средних оборотах мотора?
12. После какой команды разрешается убирать тормозные колодки?
13. Какими способами производится заправка самолета горючим и смазочным?
14. Что необходимо предпринять, если при заправке маслом попала вода?
15. В каком виде должен быть оставлен самолет после заводки его в ангар и окончания всех работ?

ГЛАВА XXIV

УХОД ЗА САМОЛЕТОМ И ДЕФЕКТЫ ЭКСПЛОАТАЦИИ

Первым и основным требованием правильного ухода является содержание самолета в полной чистоте. Практически самолет, годный для полетов, но неряшливо содержащийся, следует считать неисправным, так как грязь может явиться причиной появления неисправностей, порождающих аварийность.

Основными причинами дефектов являются неправильные приемы обращения с материальной частью и ухода за ней, а также износ тех или иных деталей. Каждый дефект должен быть обнаружен сейчас же по возникновении, а дефектная деталь должна быть немедленно заменена.

Меры предохранения самолета

Предохранение от загнивания. Особенностью эксплоатации деревянных самолетов является возможность загнивания вследствие поражения древесины синевой и грибками-разрушителями.

Внешним признаком поражения древесины сосны грибком синевы являются характерные синие пятна или полосы на деревянных деталях самолета. Синеву от грибка не следует смешивать с синевой, происходящей от соприкосновения древесины со стальными деталями, что узнается при помощи 10% раствора роданистого аммония, на каждые 100 см³ которого добавляется одна капля соляной кислоты. Сомнительное по синеве место после зачистки лака смазывается указанным составом. В случае происхождения синевы от соприкосновения с металлом смазанное место немедленно приобретает розовую окраску, в случае же поражения грибком синевы синяя окраска не меняется. Древесина, пораженная синевой грибкового происхождения, почти не теряет своих механических качеств, так как грибок синевы не разрушает стенок клеток древесины, но он создает благоприятные условия для развития других грибков, уже опасных разрушителей древесины, поражающих стенки ее клеток.

Характерным признаком для распознавания опасных грибков является для некоторых грибков присутствие на древесине сетки белых нитей (мицелий) или белого или розового налета в виде пу-

ха (последующая стадия образования плодового тела самого грибка). Бурая, красная и белая гниль сосны в первичной стадии дает на древесине пятна соответствующих наименованию цветов.

При первых признаках поражения грибком той или иной деревянной детали самолета необходимо пораженное место (и вокруг него) зачистить стеклом, а затем шкуркой до исчезновения бурой, красной или белой окраски, затем это место продезинфицировать 10—15% раствором формалина, просушить, протереть всю деталь чистой тряпкой, смоченной в скипидаре, и вновь залакировать лаком № 17А завода № 36. В случае глубокого поражения гнилью, например, глубиной до 1 мм и больше, что узнается путем накалывания иглой (игла легко идет в древесину), такая деталь должна быть безусловно заменена.

Основным способом защиты деталей от загнивания является предохранение от попадания внутрь самолета влаги.

Предохранение от сырости. После дождя, росы, инея или снега надо вытирать самолет тряпками. Несмотря на тщательную лакировку наружных частей, влага может вызывать коробление деревянных частей самолета и ржавчину металлических. Удаляя сырость, следует вытирать детали самолета насухо, впитывая влагу в ветошь, заботясь о том, чтобы покрытие не было растянуто.

Проветривание самолета. Весьма важно время от времени производить проветривание самолета, открывая в сухую погоду все капоты, окна, люки и снимая чехлы. Лучшим способом осушки и проветривания самолета является полет в сухую погоду.

Специфический характер носит загрязнение самолета от отработанного масла, выбрасываемого мотором. Брызгами масла покрываются фюзеляж, крылья; брызги добрасываются даже до хвостового оперения, а при резком переходе на пикирование попадают и на центроплан. На горячие капли масла садится пыль, масло присыхает и образует грязные пятна, требующие отмывки. Эти пятна должны быть удалены отмывкой непосредственно после полета

Мытье самолета. Если грязь не отмывается простой теплой водой, мытье производят теплой мыльной водой. Вода нагревается до 30°, на ведро воды растворяют 400 г мыла; мыльная вода растворяет жирные пятна грязи, маслянистые налеты и т. п. Когда грязь отмыта, смывают мыльную воду чистой водой и вытирают самолет сухими чистыми тряпками. Мытье самолетов производится вне ангара.

Нельзя употреблять для мытья керосин или бензин, так как это, во-первых, весьма опасно в пожарном отношении и неэкономично, а во-вторых, бензин вызывает ссыхание эмалитового покрытия, его растрескивание и более быстрое изнашивание материи. Мытье керосином непрактично, так как его трудно вытереть досуха и на керосин легче садится слой пыли.

Предохранение от пыли. Пыль аккуратно стирают мягкими волосяными щетками или ветошью; пыль обычно скопляется в узлах креплений, местах соединения деталей между собой и др.

Особенно надо оберегать самолеты от пыли на аэродромах степной полосы, где, помимо местной пыли, образующейся от движе-

ния самолетов, горячие ветры несут бураны пыли и песка из степей, заволакивающие самолеты («пыльные бури»). Пыль способствует также отсыреванию деталей самолета, так как впитывает в себя влагу.

Предохранение металлических частей. Пыль оседает на металлических деталях самолета и, впитывая влагу, вызывает их ржавление. Даже один ржавый болт, неосмотрительно поставленный внутрь лонжерона, может вызвать в нем загнивание и разрушение, вплоть до излома его.

Для предохранения от коррозии[1] все кольчугалюминиевые части самолета У-2 покрыты лаком. Коррозия наблюдается на У-2 крайне редко, так как, в целях удешевления конструкции, в ней имеется весьма мало дюралюминиевых или кольчугалюминиевых деталей.

Поддержание чистоты на самолете является лучшей гарантией и от появления коррозии. Очистка самолета является непосредственной обязанностью моториста, но следить за тем, чтобы не происходила порча частей самолета и не заносилась грязь при залезании в самолет в грязной обуви, в замасленных комбинезонах и т. п., обязаны все лица экипажа.

Уход за самолетом

Уход за матерчатой обтяжкой. Уход за материей, которой обтянуты крылья, фюзеляж и хвостовое оперение, сводится к наблюдению за сохранностью и целостью обтяжки, состоянием ее аэролакового покрытия и натяжением. Порванные места зашиваются, и поверх них накладываются на швах и наклеиваются заплаты, покрываемые цветным аэролаком.

Отправлять самолет в полет с порванной обтяжкой нельзя, так как в воздухе ее может разорвать (особенно на крыльях) на большем протяжении.

Небольшое обвисание обтяжки является признаком ее износа; при значительном обвисании (при образовании «карманов») необходимо перетянуть покрытие заново.

При небольшом провисании обшивки крыла необходимо провисший или ослабший участок обтяжки отмыть растворителем, так называемой «смывкой эмалита» завода № 36, по высыхании покрыть по два раза бесцветным эмалитом первого и второго покрытия и затем закрасить цветным эмалитом. После каждого покрытия, прежде чем приступить к следующему покрытию, необходимо просушить нанесенный слой.

Износ покрытия легко обнаруживается по потускнению, образованию трещин окраски и т. п.

При сильном износе, помимо ослабления натяжки ткани, наблюдается также разрушение (прелость) ниток на швах, в особенности это может иметь место по нижней поверхности нижнего крыла, воспринимающей влагу от земли; преимущественно это наблю-

[1] Коррозией называется сложный электрохимический процесс распада сплавов, происходящий главным образом в так называемых многокомпонентных сплавах, к каковым относятся и легкие сплавы: дюраль, кольчугалюминий, электрон и т. д.

дается после зимовки самолетов под открытым небом и ведет к необходимости сменить обтяжку.

Уход за переклейкой и ее дефекты. Переклейка поставлена во многих местах конструкции самолета У-2. На переклейке образуются трещины, вмятины, складки, расклеивание шпонов и их выпучивание. Особенно сильно портится переклейка наружных покрытий, так как она находится под непрерывным воздействием солнечных лучей и атмосферных осадков.

Главнейший вид ухода за переклейкой—вытирание насухо после мытья самолета или после выпадения атмосферных осадков.

Весьма опасны для переклейки трещины и вылезание гвоздей, так как это свидетельствует об общем ослаблении ее прочности.

Сигналом износа переклейки могут служить нарушение целости лакировки, отставание верхнего ее слоя.

Уход за металлическими частями. Уход за металлическими частями самолета, как общее правило, проще, чем уход за деревянными и матерчатыми, так как металл легче очищается от сырости, грязи и пыли.

Для предохранения от ржавчины все металлические части покрыты лаком или покрашены масляной или нитрокраской. Если ржавчина образуется на незакрашенных местах, ее следует очищать шкуркой и оттирать керосином; с закрашенных частей ржавчину надо удалять, снимая предварительно слои краски и лака.

Медные, латунные, никелированные части (например шприц, замки ремней и др.) надо отчищать до блеска мелом или специальной мазью.

Необходимо следить за отсутствием вмятин, погнутостей и трещин в трубах моторной рамы. Отставание окраски на трубах указывает на возникновение в этих местах каких-либо дефектов. Особенно следует наблюдать за стыками труб в узлах.

Уход за гибкими связями. Основным дефектом расчалок и тросов является их вытягивание, провисание и ослабление натяжения. В этих случаях расчалки необходимо подтягивать. Если подтягивание приходится производить неоднократно, то это служит признаком изношенности расчалки, и она требует замены.

Нельзя натягивать расчалки слишком туго, так как от этого они быстрее изнашиваются.

Л е н т ы. При эксплоатации лент следует проверять их состояние, в особенности в местах перехода от овального сечения к круглому (шейки лент) и в местах перекрещивания с другими лентами.

В случае совпадения колебаний, вызванных вибрациями мотора с собственными колебаниями лент-расчалок необходимо незначительно изменить число оборотов мотора, чтобы избежать вибраций, под действием которых ленты могут обрываться. Вибрации подвергаются не только несущие, но и поддерживающие ленты которые от этого, как установлено практикой, рвутся чаще, чем несущие ленты.

Нельзя спиливать концы ленты, чтобы уменьшить ее общую длину, если она чрезмерно вытянулась. Такую ленту необходимо, как износившуюся, заменить, чтобы она не оборвалась в полете.

Распространенным дефектом эксплоатации лент является скручивание их вследствие неправильного наложения ключей при регулировке лент, особенно если их завертывают, держа ключом только на одном конце.

Признаком серьезного разрушения материала ленты является образование «раковин», появление которых требует замены лент.

Небольшие потертости лент (для лент № 12 не свыше 0,5 мм) допускаются, но с обязательным наблюдением за ними, так как повреждение поверхностного слоя ленты понижает ее прочность, способность противостоять вибрации и ослабляет ее противодействие разрывающим усилиям.

Закрашивать ленты запрещено, так как в этом случае трудно следить за их состоянием.

Содержать ленты в полной чистоте нетрудно; их протирают ветошью, слегка смоченной в керосине; ржавчину разрешается удалять с ленты мелкой шкуркой. Ленты всегда должны быть смазаны тонким слоем минерального масла или технического вазелина, а на пыльных аэродромах могут быть покрыты бесцветным лаком.

Роль несущих лент как нагруженных стержней фермы коробки исключительно важна; обрыв хотя бы одной из них делает продолжение полета опасным. Если обрыв ленты не вызвал каких-либо других дефектов в самолете и моторе, летчик может долететь до ближайшей посадочной площадки. При этом необходимо установить режим мотора, исключающий возможность вибрации остальных лент, и не делать крутых разворотов и других эволюций, вызывающих в деталях самолета перегрузки, в два-три раза большие, чем при нормальном полете.

Обрыв поддерживающей ленты в воздухе не грозит опасностью. Летчик может продолжать выполнение задания, но не должен допускать эволюций и совершать лишь пологие развороты; на посадке необходимо проявить максимальную осторожность и выполнить ее без парашютирования.

При аэродромных полетах обрыв всякой ленты требует немедленной посадки самолета.

Тросы. При уходе за тросами наибольшее внимание обращается на места, трущиеся и перегибающиеся на роликах, где можно ожидать более интенсивного изнашивания тросов. Помимо вытягивания (что устраняется подвертыванием тандеров тросовой проводки), у тросов возникает обрыв отдельных нитей. Это является признаком общей негодности троса или свидетельствует о потере им прочности в данном месте вследствие каких-то механических повреждений. Не только заершенность (обрыв пучка нитей), но даже обрыв двух нитей является основанием к полной замене троса. При обрыве одной нити торчащий наружу конец следует откусить, проверить годность троса, круто перегнув его в этом месте, и если при этом не лопнут другие нитки, то трос может быть оставлен на эксплоатации с разрешения инженера; в дальнейшем необходимо следить за этим тросом, особенно за местом обрыва нити.

Более опасно общее стирание тросов. Износившийся трос можно узнать по общей потертости и блеску; при перегибах такого

троса рукой происходит обрыв отдельных нитей троса. Такая проверка тросов производится через каждые 25—30 часов эксплоатации.

Для осмотра целости троса по всей длине его следует взять в руку, защищенную чистой материей, и пропускать его наощупь, чтобы определить порванную нитку троса.

При постановке троса надо следить, чтобы он не терся о детали, около которых пропущен, особенно необходимо следить за местами пересечения тросов (например на крестовине расчалок шасси).

Необходимо специально следить за местами присоединения троса к сережкам во избежание перетирания его на ушке или ослабления заплетки троса.

В отличие от лент тросы категорически запрещено протирать шкуркой, так как это ведет к их быстрому изнашиванию.

Очистка троса производится керосином, после чего промытый трос смазывается легким слоем смеси технического вазелина (25%) с бензином (75%). Более густую смазку кладут в тех местах, где тросы проходят по канавкам ролика.

Проволоки. На самолете У-2 выпуска 1936 г. проволоки применены не только в качестве креплений внутренних ферм, но и для проводки к рулям направления и высоты При уходе за проволоками необходимо следить за их целостью, предупреждать появление ржавчины и подтягивать в случае ослабления. Проволоки ставятся в тех соединениях, где нет перегибов, так как иначе они весьма быстро приходят в негодность (поэтому их нет в проводке к элеронам).

Уход за роликами. Ролики смазываются тавотом или техническим вазелином и ни в коем случае не оставляются сухими; прежде чем класть новую смазку, старая смазка предварительно снимается, а ролик промывается. На пыльных аэродромах смазка роликов сменяется ежедневно.

Уход за резиновыми деталями. Резина на самолете У-2 использована весьма широко (амортизаторы шасси, костыля и сидений прокладки на соединении ползуна шасси с его нижней обоймой в креплении бензинового бака, на обортовке кабин, в виде дюритов, пневматиков, и в качестве изоляции электропроводки).

Резину надо предохранять от действия солнца, которое вызывает ее ссыхание, отчего она становится ломкой; вредно для резины также длительное нахождение в сырости, так как от этого резина перестает быть упругой. При морозах резина становится хрупкой, так как, смерзаясь, теряет свою эластичность. Резина портится от попадания на нее керосина, бензина, масла и прочих разъедающих ее веществ.

Резиновые детали надо покрывать чехлами (пневматики), следить за появлением на них трещин и за обрывами резиновых ниток (в амортизационных шнурах).

Дюритовые соединения следует заменять после каждых 100 часов работы мотора

Винт и уход за ним. После остановки мотора винт должен быть поставлен в горизонтальное положение, вытерт от пыли, нали-

шей грязи и масляных пятен ветошью, слегка смоченной в мыльной тепловатой воде, после чего протерт насухо.

Необходимо следить за целостью окраски и лакировки винта, сохранностью полотняной обтяжки винта, за отсутствием трещин и расслаивания (чаще у ступицы).

На латунной оковке винта иногда появляются поперечные трещины, с которыми винт может быть оставлен в эксплоатации, если только не началось отставания оковки; при вспучивании оковки или при ее отставании и при появлении на концах лопастей трещин или расслаивания винт должен быть сдан в ремонт.

Втулка винта как отдельная деталь закрепляется за мотором, на носке коленчатого вала которого она поставлена. При замене втулки на ней выбивается номер мотора, к которому она вновь подогнана. Особенно важно следить за состоянием втулки на только что поставленном моторе, наблюдая за плотностью затяжки зажимной гайки; эту гайку по истечении 5 часов работы мотора требуется подтянуть, а после 10 часов снять, осмотреть резьбу носка вала и внутреннюю поверхность втулки Через каждые 30 часов полета производят повторный осмотр носка вала и втулки.

Регулировка винта проверяется также через каждые 5 часов работы мотора.

Капоты и уход за ними. Капоты требуют за собой ухода, так как легко подвергаются загрязнению как снаружи, так и изнутри. Листы капота не должны иметь вмятин, разорванных мест, должны плотно прилегать друг к другу в закрытом виде; быстрее, чем другие, на самолете У-2 портится нижний лист капота.

Необходимо следить за состоянием пружины, соединяющей капоты у моторной рамы; в случае ее ослабления капот может самопроизвольно раскрыться в полете, вызвав при ударе его листов о боковины фюзеляжа очень серьезные повреждения (отставание фанеры, распорок и др.).

Весьма важно следить за целостью фетровой прокладки капота.

Уход за подмоторной установкой. В кольце моторной рамы могут наблюдаться трещины и овализация отверстий, служащих для болтов крепления мотора.

Распространенным дефектом на самолетах старых выпусков явилась разработка стаканчиков в трубах подкосов, а также обрыв их ушков, особенно на перегибах.

Подкосы могут быть погнуты, что чаще всего имеет место нижних подкосов в результате грубых посадок.

Крепления подкосов легко разрабатываются, и в них появляются люфты; для предупреждения этого дефекта необходимо подбирать болты, соответствующие отверстиям, с развертками их не более 0,2—0,3 мм. Кроме того наблюдается погнутость болтов.

Расчалки подмоторной установки должны быть натянуты равномерно.

Периодически надо проверять болты шарниров моторной рамы, которые на первых типах самолета У-2 через 200—300 часов сильно изнашивались и теряли свою форму.

Уход за бензиновыми баками и системой бензопитания. При эксплоатации самолета необходимо проверять, не сдвинулся ли бак со своих креплений, нет ли повреждений на стенках бака и течи в нем. Баки самолетов первых серий часто давали течь как в местах пайки, так и по целому месту. Течь возникает также в бензоотстойнике.

Особенно внимательно следует осматривать места выхода бензопроводов из бака, а также убедиться в отсутствии трещин в трубках, подводящих бензин к карбюратору.

У баков последнего типа наблюдалось появление трещин, в особенности по пояскам.

В системе бензопитания необходимо добиваться прежде всего герметичности всех соединений; подтекание бензина в каких бы то ни было местах недопустимо.

Через каждые 20 часов работы мотора необходимо проверять, полной ли струей подается бензин в карбюратор, для чего следует отсоединять трубопровод, подводящий бензин к карбюратору.

Через каждые 10 часов (на новых самолетах или вышедших из ремонта — после первых 5 часов работы) производятся осмотр и проверка бензиновых фильтров; они должны содержаться в безусловной исправности, всякий сор надо удалять, а рваные и мятые сетки заменять.

Слив горючего из фильтра и отстойника бака производится перед каждым полетным днем. Контровка краников должна быть такой, как она была установлена заводом.

Уход за системой смазки. В системе смазки имеется много общего с системой бензопитания; это относится и к сбережению трубопроводов и к борьбе с подтеканием краников. Через каждые 20 часов масло следует заменять свежим; на пыльных аэродромах — через 10 часов; отработанное масло сдается на склады для отправки его на заводы в целях регенерации [1].

Через каждые 50 часов работы производится промывка масляных баков и магистралей керосином (без съемки с самолета), после чего следует заливать свежее масло, проверив, хорошо ли оно поступает к помпе.

В системе маслопитания бывали случаи раздутия и появления трещин бака (даже по целому месту), вследствие его переполнения при заправке или прекращения сообщения бака с атмосферой. Нередко наблюдались трещины по швам маслобака. Кроме того, слишком полная заправка бака приводит к выбрасыванию масла и загрязнению самолета и забрызгиванию очков летчика.

Все медные трубки бензо- и маслопроводов следует подвергать отжигу через 150 часов работы мотора, иначе трубки теряют свою эластичность, становятся хрупкими. Как правило, отжиг должен производиться при каждой сдаче мотора в перечистку.

Уход за шасси. Шасси подвергается загрязнению больше, чем какая-либо другая часть, вследствие своего постоянного соприкосновения с земной поверхностью. Необходимо поэтому с осо-

---

[1] Регенерация — возрождение, восстановление.

бой тщательностью следить за его чистотой, прежде всего за ко лесами.

Предохранительные колпачки на концах оси должны быть исправны, всегда на месте и хорошо закреплены.

Втулки колес и грундбуксы должны смазываться и осматриваться каждый полетный день.

Плохо смазанные грундбуксы начинают греться и, расширяясь от нагрева, приводят к заеданию колес. Смена грундбукс производится через 300—400 посадок.

Спицы колес не должны иметь слабин; при ослабленных спицах легко может возникнуть деформация обода колеса. Необходимо следить, чтобы в местах посадки спиц на ободе не появлялось трещин.

Допустимый люфт для колес самолета при их надевании 0,35 мм — для радиального люфта (между осью и грундбуксой) и 0,45—0,50 мм — для продольного люфта. При излишне большом радиальном люфте требуется заменять грундбуксы; при несоответствии продольного люфта надо прокладывать шайбы по толщине образовавшегося зазора; эти шайбы делаются штампованными или из фланцев снятых грундбукс.

Пневматики. Нормально давление в пневматиках должно быть в пределах 2,5—4 ат.

При эксплоатации покрышек необходимо следить за появлением по бокам их трещин; если сквозь трещину обнажается корд (матерчатый слой), то покрышку необходимо менять. Износ покрышек по протектору (наружный резиновый слой) менее опасен; он происходит от стирания резины при движении колеса по земле.

Надежность пневматиков очень важна, так как при выходе из строя одного какого-либо колеса (например из-за лопнувшей камеры) самолет испытывает не только накренение, но и неожиданный занос в сторону отказавшего колеса, что может привести к капотированию самолета.

Амортизация. Износ амортизации происходит главным образом от неправильной ее затяжки — чрезмерного перетягивания или слабой намотки; слабина может проявиться и в результате сильных ударов, даже если первоначальная затяжка амортизации была достаточной.

Признаком перетянутости амортизатора служит резкое просвечивание ниток, проступающих из-под наружной черной нитяной сетки резины; особенно заметны белые нитки (внутренняя оплетка амортизации) на перегибах шнура.

Амортизация и с правой и с левой стороны шасси должна иметь одинаковую затяжку. Определение эластичности амортизации производится покачиванием самолета за концы крыльев и наблюдением по подкосам шасси за степенью происходящего при этом растяжения амортизации.

Особенно тщательно нужно следить за амортизаторами зимой и принимать меры против смерзания резины, так как при этом амортизация теряет свою эластичность, вследствие чего посадка становится очень жесткой.

Износ, вытяжка, обрыв амортизационного шнура, потертость внешней оплетки амортизатора — широко распространенные дефекты амортизации, в особенности при неправильной заплетке.

В случае отсутствия амортизатора требуемого сечения лучше взять амортизатор меньшего сечения, но более эластичный, так как более толстый амортизатор будет слишком тугим.

Ось. Типичным дефектом оси является прогиб ее в результате грубых посадок с плюхом; в случае деформации оси она заменяется новой, выправления ее не производится.

Изнашивание оси происходит, главным образом, с нижней стороны, в месте вращения колес.

Необходимо наблюдать за состоянием разрезных вращающихся муфт, служащих для присоединения к оси нижних концов подкосов шасси Эти муфты должны быть смазаны, как и отверстия в ушках. В результате износа муфт при грубых посадках в них появляются наружные и внутренние трещины, овализация ушков и стирание вращающейся части муфты, а также вытягивание их стенок.

Подкосы. Конструкция шасси достаточно прочна. Дефекты, которые возникают в частях шасси (у оси, подкосов), являются результатом грубых посадок; у заднего амортизационного подкоса шасси ранее наблюдались разрывы и трещины верхних траверсов, главным образом в местах сварки, погнутости и обрывы направляющих трубок, расшатывание ползуна и заедание труб

Главнейшими дефектами шасси старых выпусков, неоднократно приводившими к поломке амортизационных подкосов, являются: срез верхнего болта, скрепляющего внутренний стаканчик амортизационного подкоса шасси с основной трубой подкоса и приваренной обоймой, или поломка болта внутреннего стаканчика по шейке у конца резьбы, крепящей наружный стаканчик. Происходило это вследствие недостаточной прочности крепления внутреннего стаканчика с основной трубой и чрезмерной запиловки места сварки стаканчика с трубой.

Кроме того на болтах, размером 6×50 мм, нарезка была слишком длинной и заходила в рабочую часть болта. На самолетах последних выпусков стаканчик, помимо сварки, крепится к трубе на двух заклепках, поставленных под углом 180° друг к другу. Болты 6×50 мм заменены болтами 8×50 мм, что должно быть сделано и на всех самолетах, ранее выпущенных.

Все болты внутреннего стаканчика должны быть проверены на состояние резьбы.

Особому наблюдению подвергаются шарниры крепления верхних концов подкосов шасси (шарниры типа кардан) Они должны быть смазаны; помимо ежедневного осмотра снаружи, их надо разбирать при каждом декадном осмотре, чтобы убедиться в исправности, отсутствии люфтов, смятия и износа внутренних болтов и т п

Кроме того важно наблюдать за перетиранием коушей в системе расчалок шасси.

Уход за крыльями. При уходе за крыльями необходимо наблюдать за внешней целостью обтяжки; труднее выявить повреж

ния внутри крыла Складки на обтяжке крыла служат указанием на нарушение целости набора креплений внутренней фермы и возможный обрыв внутренних расчалок, что можно проверить постукиванием по лонжерону крыла и вскрытием полотна

Повреждения обтяжки чаще наблюдаются на верхней поверхности нижнего крыла и происходят преимущественно от небрежного обращения с инструментами, от продавливания крыла ногами при залезании в самолет, от неаккуратного обращения при выводке самолета и т д Поэтому стоять на крыле разрешается только на трапе торцовой части нижнего крыла.

Пистоны обтяжки и обода, служащие для вентиляции внутренности крыла, не должны быть забиты краской или грязью.

Распространенным дефектом почти каждого крыла является расклеивание сухарей в местах соединений нервюр с лонжеронами (в особенности с задним), так как на этом лонжероне оседают пыль, сор и влага, попавшие внутрь крыла.

Наблюдаются трещины полок нервюр (в особенности верхних), которые могут происходить от того, что нервюра в полете работает на изгиб от действия подъемных сил.

Загнивание лонжеронов имеет место при длительном хранении под открытым небом, о чем указывалось выше. Нередко на лонжеронах протираются ясеневые накладки в местах прохода болтов; в этих же местах обнаруживаются трещины и раскалывание полок лонжеронов.

Нарушение регулировки крыла сказывается на обтяжке: она морщится, обвисает и легко рвется.

В этом случае, вскрыв обтяжку, проверяют прямолинейность лонжеронов, делая замеры по их длине в нескольких местах; при значительных прогибах (более 6 мм) надо менять все крыло.

Хвосты нервюр легко обламываются при небрежном обращении с самолетом; чаще всего это происходит на нервюрах, граничащих с элеронами или трапом.

В центроплане чаще всего портятся торцовые нервюры, главным образом их наружные стенки; случается также и загнивание его лонжеронов.

Наблюдается ссыхание деревянных обтекателей стоек коробки и отставание их от стальной трубы, а также ослабление верхнего болта крепления стойки и стирание его нарезки в случае длительного отсутствия смазки.

Необходимо следить за контровкой вильчатых наконечников и при регулировке слегка смазывать внутреннюю часть нарезки.

Узлы креплений стоек не требуют за собой специального ухода, но нуждаются в постоянном наблюдении, на случай овализации ушков крепления лент, возникания трещин между ушками, образования вмятин на дереве лонжеронов и нервюр под ними. Особенно следует наблюдать за узлами нижнего крепления поддерживающих лент.

Уход за фюзеляжем. Фюзеляж самолета У-2 более, чем крыло, доступен для осмотра как снаружи, так и изнутри

Фюзеляж хорошо переносит влияние перегрузок и атмосферных воздействий; так, например, его боковины свободно выдерживают два срока службы между просмотрами, а при более бережном уходе — и всю норму налета.

К эксплоатационным дефектам фюзеляжа можно отнести трещины, образующиеся на лонжеронах фюзеляжа, в местах крепления подкосов шасси и вмятины под стойками его, что особенно типично для самолетов, неоднократно подвергавшихся грубым посадкам.

Нижние лонжероны и распорки подвержены загниванию: лонжероны—главным образом в передней и хвостовой частях, а распорки — на стыке передней и задней частей фюзеляжа. Весьма подвержена загниванию также замыкающая стойка фюзеляжа. Пол в кабинах, в результате неправильной постановки ног на педали, быстро стирается; наблюдается также расшатывание реек, поддерживающих его настил.

Фанерное покрытие боковин фюзеляжа и на обтекателе портится от расслаивания и выпучивания шпона фанеры, что ведет к выпаданию гвоздей и шурупов, крепящих эту обшивку, и вызывает отставание внутренних планок, усиливающих жесткость боковин.

Особо надлежит следить за состоянием переднего крепления киля к обтекателю фюзеляжа, где в результате передачи нагрузок от ударов, воспринимаемых костылем, возникает расклеивание задней рамки обтекателя и расшатывание крепления киля.

Для задней части фюзеляжа типично ослабление расчалок, ржавление их, а иногда и обрыв, в результате грубых посадок.

После грубых посадок необходимо специально осматривать фюзеляж, в особенности средние пролеты хвостовой части.

К а б и н ы. Кабины должны содержаться в полной чистоте. Грязь и пыль, заносимые в кабины, могут вызвать порчу расположенных в них деталей, более быстрый износ роликов, через которые проходят тросы элеронов, заедание командных рычагов в их подшипниках и шарнирах, ржавчину тросов. Проникая под обшивку, пыль и грязь, вызывая преждевременный износ лонжеронов, влияют на более быструю порчу выходных тросов элеронов.

Кабины не должны оставаться раскрытыми, их следует зачехлять, чтобы от действия солнца и сырости не происходило коробления полок кабин, порчи гранитолевого покрытия на обортовке и других дефектов.

Козырьки кабин необходимо содержать в чистоте, чтобы они не были мутными.

При уходе за сиденьями следует наблюдать за целостью креплений стоек, по которым сиденья могут быть подняты или опущены, и за исправностью замков и муфт передвижного механизма; последние должны быть смазаны, чтобы сиденья могли легко подниматься или опускаться.

Особое внимание обращается на крепление поясов, действие замка на пряжке и состояние самих поясов.

Уход за приборами. Установка приборов и уход за их механизмами осуществляются специально выделенными для этого техниками по приборам.

На каждый прибор заводится аттестат, который хранится в папке при формуляре самолета.

При отказе любого прибора в аэродромном полете надо произвести посадку для устранения неисправности. Во внеаэродромном полете отказ даже нескольких приборов не служит основанием для немедленной вынужденной посадки, так как судить о работе мотора можно по другим приборам, а управлять самолетом можно по видимым ориентирам на земле или по горизонту; например, при отказе аэротермометра можно продолжать полет, если масляный манометр показывает нормальное давление.

Приборы необходимо ежедневно вытирать и проверять прочность их креплений к приборным доскам. В полете важно следить, как дают свои показания стрелки приборов, нет ли скачков при отклонениях стрелок, заеданий и т. п.

Трубки приборов не должны быть помяты и не должны касаться соседних деталей, во избежание перетирания от вибрации.

Особое внимание обращается на герметичность проводки. Приемники приборов (Пито, Вентури) должны стоять в линии полета, чтобы не возникало скоса потока воздуха при его проходе в трубках. После полета на приемники необходимо надевать чехлы. Перед полетом следует проверять, чтобы трубки приемников не были забиты грязью или снегом.

После каждых 10 часов полета необходимо проверять крепление приемников, в особенности масляного термометра и счетчика оборотов.

Масляный термометр требует особенно заботливого обращения. Излишек трубки к нему должен быть аккуратно скручен в спираль, закрыт изоляционной лентой, подвешен под капотом. От вибрации при трении друг о друга или о крепящий их хомут трубки могут легко перетереться, что ведет к отказу прибора. Кроме того трубки перетираются о соседние части, особенно из-за соприкосновения с отстойником масляного бака и с краями отверстия капота, где трубка обязательно должна быть изолирована.

При ремонте этой трубки пайку необходимо производить на серебре; пайка оловом запрещается.

Масляный манометр — более надежный прибор и отказывает редко. Для продувки трубки к нему имеется пробка; продувка производится посредством ручного насоса, наполняемого керосином. Поломки этой трубки происходят главным образом у масляной помпы от вибраций в полете.

Указатель скорости должен подвергаться ежедневному наблюдению со стороны техника по приборам. Необходимо оберегать этот прибор от просачивания воздуха в его проводку: иногда возникают заедания деталей внутри самого механизма, вследствие чего прибор отказывает. Значительно изменяются показания этого прибора от колебаний температуры.

Часы на самолете портятся от пыли и грубых посадок; еже-

дневный завод часов производится всегда в определенное время техником по приборам.

Высотомер — один из наиболее надежных приборов; надо следить за плотным прилеганием стекла на нем, чтобы пыль не могла проникнуть под стекло.

Счетчик оборотов — гибкий вал счетчика нуждается в специальном уходе, так как ранее отмечались частые случаи поломок гибкого вала на перегибе его около масляного бака; в конструкции 1936 г. гибкий вал установлен по прямому направлению и пропущен через масляный бак.

Очень важно после каждого снятия вала смазывать его смесью масла с керосином и добиваться хорошей подгонки вала к прибору.

Уход за системой управления. Уход за системой управления сводится прежде всего к наблюдению за целостью и чистотой шарниров управления в местах крепления ручек и педалей, а также подшипников.

Ручки и педали не должны иметь «мертвого хода» и не должны быть чрезмерно затянуты в своих креплениях; это особенно относится к оси вращения педалей, так как при загрязнении ее и очень тугой затяжке педали заедают.

В ручках управления наблюдались трещины Болты крепления управления и ролики проводки к элеронам осматривают, вскрыв нижний лист фюзеляжа.

Проводка к рулям изнашивается только при плохом уходе; проводка к рулю высоты изнашивается быстрее, чем проводка к рулю направления.

При неисправности органов управления летчик обязан произвести вынужденную посадку, не допуская никаких эволюций, кроме плавных разворотов с большим радиусом.

Для педалей типичными являются такие дефекты, как изнашивание осей, разбалтывание и срывы с гнезд креплений, ведущие к частому возникновению люфтов.

Иногда наблюдаются люфты также и в поперечной трубе управления рулями высоты.

В практике эксплоатации наблюдалось заклинивание троса управления элеронами на шарнирном ролике нижней плоскости вследствие тугой затяжки болтов шарнирного соединения ролика.

В проводке управления чаще других изнашиваются тросы элеронов, главным образом под полом фюзеляжа, так как в этом месте они проведены с изгибом.

Необходимо заботиться о хорошей смазке деталей управления, так как иначе управление самолетом будет тугим, отчего у ученика будут развиваться грубые, резкие движения.

Уход за хвостовым оперением. Уход за хвостовым оперением производится согласно тем же правилам, что и уход за крыльями.

Рули. Необходимо тщательно осматривать и смазывать шарниры рулей (и элеронов), наблюдать за местами присоединения тросов к кабанчикам рулей (в отношении прочности и состояния сережек, отсутствия овализации ушков, законтренности и т. д.) и проверять прочность кабанчиков.

Сильное изнашивание рулей высоты и элеронов встречается редко, больше изнашивается руль направления.

У рулей и элеронов отмечается ослабление крепления ушковых болтов, их шарниров и расклеивание деталей; необходимо следить за устранением люфтов в креплениях рулей и элеронов.

На руле направления обнаруживаются перекос, изнашиваемость и загнивание нижней части, вследствие близкого соприкосновения с землей; отмечалось расширение обода руля в жаркую погоду, вызывающее коробление и заедание руля из за сцепления с верхней частью киля.

Киль. Необходимо осматривать киль и следить за прочностью его установки, так как наблюдается расшатывание его нижнего крепления, вызывающее ослабление нижней нервюры киля. Признаком изношенности киля служит загнивание материи, обтягивающей киль по переднему лонжерону.

Большой износ наблюдается у заднего лонжерона киля на его пятке, нередко обнажающейся из-за перегнивания обтяжки.

Стабилизатор. Дефекты, появляющиеся на стабилизаторе, аналогичны дефектам крыльев. Необходимо следить за общим состоянием стабилизатора, сохранением его формы, тем более что отмечались случаи перекоса стабилизатора и искривления его лонжеронов (чаще заднего).

В креплениях подкосов стабилизатора появляются люфты и встречается овализация в ушках, служащих для присоединения подкосов; сами подкосы выгибаются. Наблюдается также обрыв в ушках болтов крепления стабилизатора к гребенке.

Костыль. Уход за костылем осуществляется обычно одновременно с уходом за деталями хвостового оперения. Для содержания костыля в исправности его регулярно чистят, смазывают и после каждой посадки осматривают.

Наиболее частыми дефектами костыля являются трещины и прогиб осевой трубы под влиянием ударных нагрузок при посадке В конструкциях самолета У-2 1936 г. вследствие этого осевая труба усилена вставкой внутрь ее стального и деревянного бужей.

Другим дефектом костыля является обрыв амортизационного шнура, что случается чаще, чем в амортизации шасси. Необходимо заботиться, чтобы не происходило перетирания амортизатора от соприкосновения с предохранительным тросом.

В случае частых ударов о камни и твердые предметы может произойти раскалывание нижней части колодки костыля. От нагрузок, воспринимаемых костылем, портятся и части фюзеляжа (раскалывание распорок, ослабление узлов крепления стоек и другие дефекты).

При недостаточной смазке трубы костыля в его подшипниках может образоваться заедание при управлении костылем; это же получается, если не промывать мест креплений костыля на трубе.

Важно осматривать отверстия для крепления костыля на нижней части осевой трубы; в них наблюдается овализация и может произойти срыв костыля с его горизонтальной оси.

От трения о землю срабатывается пятка костыля, для чего производится замена его стальной наружной оковки.

На самолетах выпуска 1938 г. конструкция костыля изменена (см. стр. 82).

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. В чем заключается уход за матерчатым покрытием?
2. Почему проникание пыли внутрь самолета может вызвать загнивание его деревянных деталей?
3. Какие дефекты отмечаются на переклейке?
4. Как производится мытье самолета?
5. Как проверить целость троса?
6. Почему нельзя трос очищать при помощи шкурки?
7. В каких случаях следует сменять ленты?
8. Как производится уход за роликами?
9. От каких причин может портиться резина?
10. В чем заключается уход за резиной?
11. Какого ухода требует винт?
12. В чем заключается уход за капотами?
13. Какие дефекты могут появиться в моторной установке, как их предупреждать и устранять?
14. Какого ухода требуют системы бензо- и маслопитания?
15. Какие дефекты наблюдаются на шасси и как их устранять?
16. Какого ухода требует фюзеляж и какие в нем бывают дефекты?
17. Какого ухода требуют кабины?
18. Кто осуществляет надзор и уход за приборами?
19. В чем заключается уход за системой управления?
20. Какие дефекты свойственны хвостовому оперению?

ГЛАВА XXV

ЗИМНЯЯ ЭКСПЛОАТАЦИЯ САМОЛЕТОВ У-2

В процессе подготовки к зимнему периоду необходимо устранить дефекты, обнаруженные на самолете в результате его летной работы (подновление окраски, замена обшивки и т. п.), перевести самолет на лыжи, отеплить мотор и систему маслопитания и т. п.

Переход на лыжи производится в зависимости от высоты и качества снегового покрова; учитывая небольшой вес самолета, на лыжи его можно переводить, если снег лежит равномерным покровом даже при глубине 10 см, не ожидая выпадения более глубокого снега. Если самолет остается зимой на колесах, то необходимо сильнее накачивать пневматики.

Установка лыж

Величина установочного угла лыжи (от $+3°$ до $+5°$) зависит от состояния снегового покрова. Установка лыжи с положительным углом обеспечивает безопасную посадку самолета и предохраняет от капотирования, уменьшая опасность зарывания в снег

Для установки лыж самолету должно быть придано регулировочное положение. Сняв колеса, на ось шасси надевают лыжи, предварительно смазав ось тавотом. Закрепив лыжи на оси колпачками, вставляют конические шпильки и законтривают их корончатыми гайками.

Далее приготовляют на каждую лыжу передний и задний амортизаторы с проволочными расчалками (одну для надставки к амортизатору, другую в качестве предохранителя на случай его обрыва). Амортизаторы присоединяются к фюзеляжу на строенные сережки, прикрепленные специально для подвески лыж. Одна пара сережек крепится к передним нижним узлам фюзеляжа, она служит для передней подвески; другая пара, у задних узлов крепления нижних крыльев, служит для задней подвески. Сами амор-

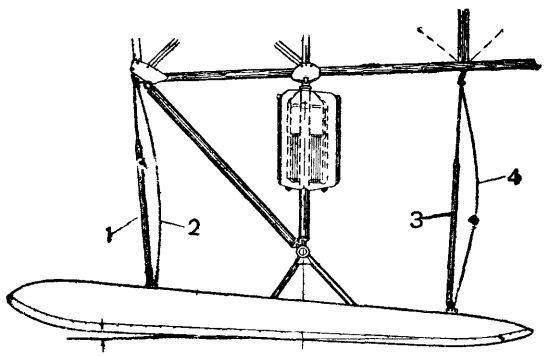


Рис. 168. Установка лыжи:

1—передний амортизатор, 2—ограничительная проволока, 3—задний амортизатор, 4—ограничительная проволока.

тизаторы присоединяются к лыже; к фюзеляжу крепится их проволочная надставка. Для регулирования длины каждой подвески в надставку включен муфточный тандер.

Укрепив лыжу на переднюю подвеску, проверяют регулировку ее установочного угла. Для регулировки прокладывают регулировочную линейку вдоль полоза лыжи, посредине его; поставив угломер на переднем конце линейки, придают лыже необходимое положение, в зависимости от величины того установочного угла, под которым она должна быть поставлена (рис. 168).

Предварительно проверив регулировку лыжи по переднему креплению, присоединяют задний амортизатор и вновь делают проверку регулировки, после чего, примерив проволочные расчалки, подвешивают предохранитель. Сначала ставят заднюю проволоку, причем ее длина должна быть больше длины заднего амортизатора в растянутом состоянии примерно на 10%. Предохранитель для большей надежности рекомендуется крепить не к тому ушку, к которому крепится амортизатор, а к соседнему.

Сняв самолет с подставок и опустив его хвост, после того как лыжа коснется поверхности пола ангара, крепят передний предохранитель; длина переднего предохранителя должна быть также несколько больше длины переднего амортизатора в натянутом состоянии (примерно на 5—10%).

Амортизаторы должны быть достаточно натянуты, чтобы не было раскачивания лыж в полете. Переднему амортизатору обычно дают большее натяжение, чем заднему.

Хвостовая лыжа (рис 169) ставится под тем же установочным углом, как и лыжи шасси. Если нет глубокого покрова, хвостовая лыжа ставится позже, чем передние лыжи, и ее совсем не надо ставить, если аэродром покрыт ледяной коркой.

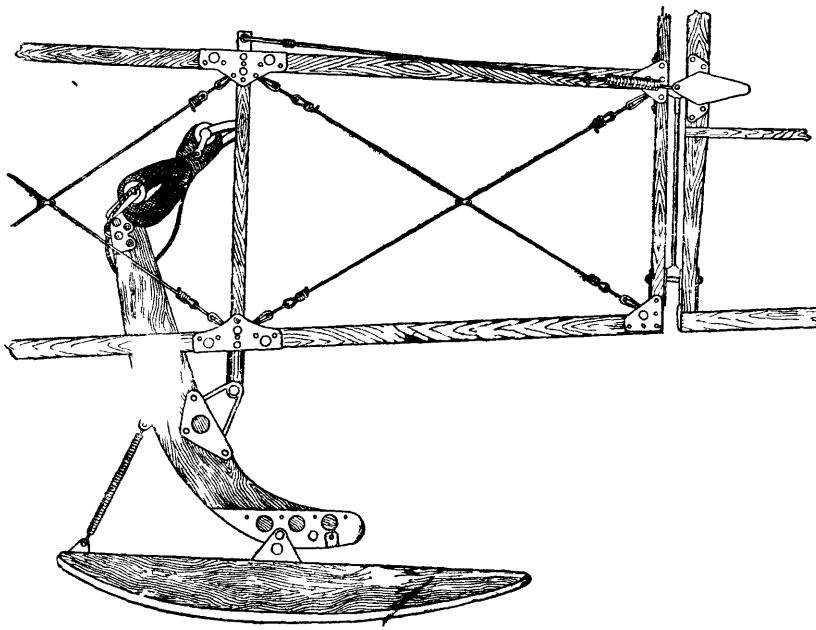


Рис. 169. Костыль с лыжей.

Поскольку вес лыж и их креплений значительно больше веса колес, самолет У-2 с установленными лыжами на 12 кг тяжелее, чем на колесах. Поэтому при сдаточных испытаниях самолета на лыжах увеличивают время набора высоты, так как, вследствие большего веса, самолет на лыжах хуже набирает высоту, например, набор высоты 2 000 м увеличивается до 17 минут (на колесах набор этой высоты требует 13—15 минут)

Покрытие и смоление лыж. Для лучшего скольжения лыжи по снегу и защиты от примерзания при стоянке полоз лыжи покрывается нитролаком или подвергается смолению. При смолении полоз нагревают над паяльной лампой, чтобы просушить лыжу, после чего втирают смесь из льняного масла (¾) и керосина (¼) или

норвежского дегтя и парафина, с последующим натиранием обычными мазями, употребляемыми в лыжном спорте. Прежде чем производить втирание, полоз лыжи должен быть тщательно зачищен от задиров

Состояние полоза лыжи проверяется перед каждым полетным днем.

Уход и наблюдение за лыжами. При ежедневном осмотре самолета зимой весьма важно уделять особое внимание состоянию лыж и их подвески. Необходимо проверять целость креплений лыж, следить, не образуется ли овализации в ушках крепления сережек, в каком виде находятся амортизаторы, не вытянулись ли проволоки и т. д. Проверяя наощупь целость внутренних частей лыжи, особенно тщательно надо следить за передними предохранительными проволоками, так как их обрыв ведет к тому, что лыжа принимает на посадке вертикальное положение, что обычно сопровождается аварией самолета

Подготовка винто-моторной группы

Подогреватели. Для улучшения работы при низких температурах на моторе применяются два подогревателя. Во многих случаях эксплоатация самолета с подогревателями производится и в летнее время года. Подогреватели служат для согревания воздуха, поступающего в карбюратор. Изготовлены они из железа и надеваются на выхлопные патрубки мотора (рис. 170).

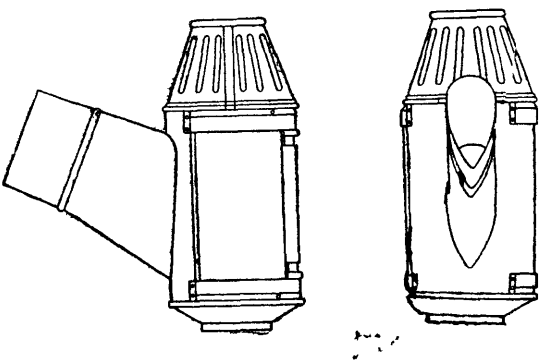


Рис. 170. Подогреватели старого типа.

Каждый подогреватель представляет собой цилиндр с конусной формой в верхней части В конической части подогревателя имеются прорези для засасывания воздуха. С одной стороны к корпусу подогревателя приваривается труба, присоединяемая к трубе, идущей на карбюратор, с другой стороны имеется окно для засасывания воздуха. Это окно закрывается заслонкой, позволяющей регулировать температуру поступающего воздуха. Омывая горя-

чие выхлопные патрубки, воздух нагревается и поступает горячим в засасывающие трубки карбюратора, которые присоединяются к трубкам подогревателей.

На самолетах выпуска 1938 г. установлен подогреватель П2/23 коллекторного типа с регулировкой температуры подогрева воздуха из кабины летчика. Работа подогревателя осуществлена на принципе использования тепла отработанных газов от двух цилиндров (цилиндры 3 и 4-й). Конструктивно подогреватель осуществлен так, что каждый из этих двух цилиндров работает только на свой коллектор. Каждая половина подогревателя крепится к самолету в трех точках: к цилиндру мотора, центральному воздухоприемнику и кронштейну выхлопного патрубка.

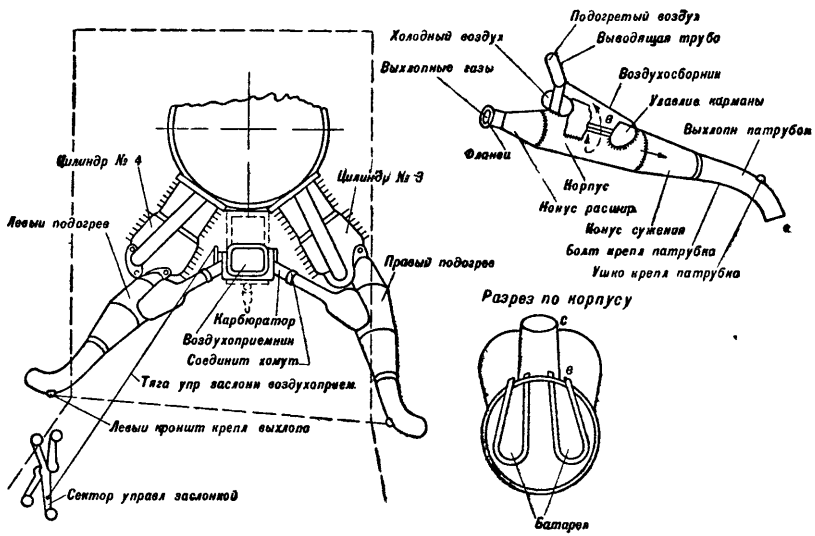


Рис. 171. Подогреватель воздуха к мотору М-11 (схема работы).

Корпус каждого подогревателя состоит из цилиндрической части, внутри которой вварена батарея подогрева, а снаружи приварен воздухоприемник или карман, и двух конусов: верхнего, к которому приваривается фланец крепления к цилиндру мотора, и нижнего, переходящего в трубу, на которую насаживается выхлопной патрубок. Работа подогревателя осуществляется следующим образом (рис. 171): отработанный газ, проходя через корпус подогревателя, нагревает пластинчатую батарею подогрева и выходит через выхлопной патрубок подогревателя. Поступающий же в карманы воздух проходит в крайние щели пластинчатой батареи подогрева и выходит через средние щели в трубу к центральному воздухоприемнику, укрепленному на карбюраторе мотора. В центральном воздухоприемнике горячий воздух смешивается с холодным наружным в нужной пропорции посредством заслонки, управляемой из кабины пилота. Подогретый воздух поступает в

карбюратор. Перепад температур воздуха на входе в карбюратор может быть при закрытой заслонке доведен до 70°.

Центральный воздухоприемник состоит из сварной коробки, в задней части которой имеется фланец для крепления к карбюратору. Воздух попадает в коробку через три регулируемых отверстия. Через переднее большое отверстие засасывается холодный воздух, два боковых служат для доступа подогретого воздуха. Заслонка всех трех отверстий сидит на одной оси и управляется жесткой тягой из кабины пилота. При высокой температуре наружного воздуха подогрев может быть совершенно выключен двумя боковыми заслонками, при этом боковые заслонки открывают добавочные отверстия для продува батарей подогрева и тем самым предохраняют их от преждевременного прогара; передняя заслонка будет в это время полностью открыта, и холодный воздух поступит непосредственно в карбюратор; для увеличения стойкости против прогара пластинчатая батарея алитируется (термически обрабатывается в контакте с алюминиевым порошком).

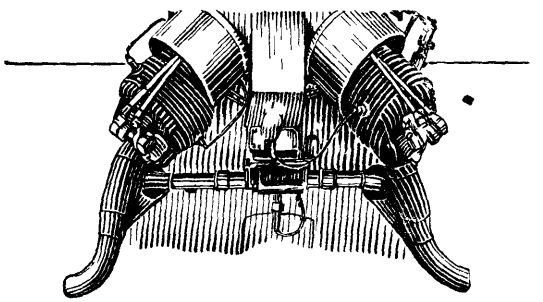


Рис. 172. Монтаж подогревателя на моторе.

Вся установка состоит: из двух идентичных корпусов подогревателей — правого и левого, двух выхлопных насадок, двух хомутов соединения с центральным воздухоприемником, двух кронштейнов, посредством которых выхлопные патрубки крепятся к фюзеляжу, и тяги управления заслонкой с рычагами. Подогреватель выполнен из листовой стали 0,8 и 0,5 мм. Монтаж подогревателя на моторе см. на рис. 172. Краткую инструкцию по эксплоатации подогревателя см. на стр. 262.

Зимний капот. На мотор надевается лобовой капот из алюминия («зимний капот»). Он служит для защиты картера мотора от переохлаждения (рис. 173).

На самолетах выпуска 1938 г. зимний капот имеет увеличение по высоте козырька у цилиндров. Вильчатый тандер заменен на пружинную застежку.

Зимний капот состоит из двух половин, закрывающих лоб мотора: верхней и нижней, шарнирно соединенных между собой при помощи шомполов. Капот изготовлен из 1-мм алюминиевых ли-

стов, выколоченных по форме картера, с приклепанными щитками для цилиндров. Капот надевается на мотор и затягивается тросом с вильчатым тандером на конце.

Отепление системы маслопитания. При падении температуры наружного воздуха до +5° и ниже необходимо производить заправку самолета разогретым маслом, а перед наступлением зимы вся система маслопитания должна быть отеплена. Для этого требуется предварительно промыть масляный бак, снять, продуть и осмотреть все маслопроводные трубки. Затем для отепления масляной системы на масляный бак надевают чехол из шинельного сукна и отдельно — чехол на маслоотстойник (маслосборник).

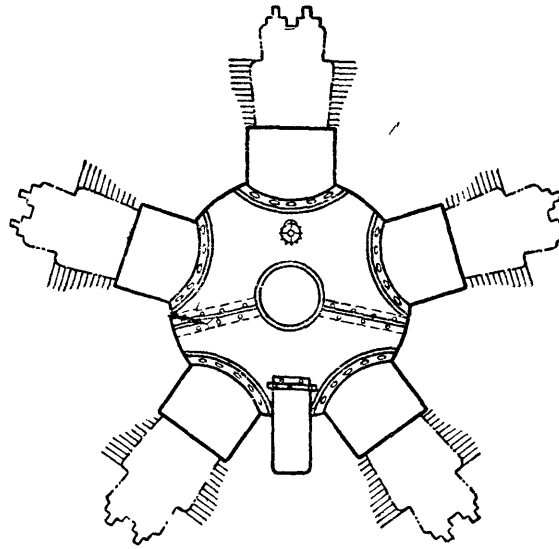


Рис. 173. Зимний капот.

Трубки масляной магистрали обертываются шнуровым асбестом. В противопожарных целях шнуровой асбест не следует обматывать хлопчатобумажной лентой и тем более покрывать легко воспламеняющимся эмалитом. Покрытие по асбесту лучше выполнить легким слоем жидкого стекла (растворимое стекло).

Дюриты не подлежат обматыванию, так как по сравнению с металлическими маслопроводами они обладают значительно меньшей теплопроводностью.

Трубку к манометру обычно обматывают от приемника до пожарной перегородки; внутрь заливается 50% смесь глицерина со спиртом, что обеспечивает правильность показаний манометра при низких температурах.

Зимой необходимо обращать внимание на тщательность пригонки штуцера в проводке к манометру. Если зимой при небрежной подготовке к полетам штуцер остается неплотно соединенным,

это вызо[illegible] расширение бурдоновской трубки в манометре, и прибор м[illegible] выйти из строя; между тем зимой особенно опасно летать без показаний давления масла. Промерзание масляной магистрали вызывает прекращение подачи масла в мотор, приводя его к аварии (мотор «сгорит» из-за отсутствия смазки).

Всасывающие патрубки от газовой камеры к цилиндрам мотора должны быть для отепления обмотаны шнуровым асбестом.

Подготовка карбюратора. Карбюратор снабжается специальными зимними жиклерами[1], обладающими увеличенной пропускной способностью. Пропускная способность главного и компенсационного жиклеров увеличивается на 20 см³ в минуту (130—160 вместо 110—140 и 60—110 вместо 40—90), а пускового жиклера остается прежней.

Корыто карбюратора отепляется войлоком, листовым и шнуровым асбестом и киперной лентой; окраска отепления производится на расстоянии 10—12 см от подогревателей.

Подготовка самолетов к зимним полетам

Подготовка к полетам зимой имеет ряд особенностей. На нее отводится времени на 30 минут больше, чем летом, так как заправка маслом производится непосредственно перед началом полетов и требует подогрева. Разогревание масла производится в специальном помещении (маслогрейке).

Надевание амортизаторов. Подготовляя самолет к полету зимой, необходимо всякий раз надевать амортизаторы лыж. Они обычно снимаются по окончании полетов, для того чтобы лучше сохранить их амортизирующие свойства, меньше подвергая действию холодных температур. Из-за холода хуже работает также и амортизация на подкосах шасси.

В большие морозы (ниже —30°) резина амортизатора замерзает, теряя свою эластичность; при оттаивании упругие свойства амортизатора восстанавливаются, но не полностью. Поэтому особенно тщательно надо оберегать амортизатор от попадания в него воды.

Перед выводкой самолета должно быть произведено присоединение трубок маслопроводки, снимаемых после полетов; краны маслопроводки, питающей мотор, должны быть открыты, бак закрыт пробкой.

Выводка самолета зимой. Выводка самолета из ангара производится зимой мотором вперед, а не хвостом, как это делается на колесах. Можно выводить и хвостом, но для этого под задние концы лыж надо крепить подкладки, чтобы лыжа не зарывалась своим хвостом в снег и не затрудняла выводку; такие подкладки изготовляют из обрезков старых лыж.

Выводить самолеты зимой тяжелее, чем летом; в выводке зимой участвуют восемь человек. Перед выводкой пол ангара должен быть посыпан снегом.

---

1 Жиклер — калиброванное отверстие в трубке с узким каналом, служащее для поступления бензина в смесительную камеру карбюратора.

Во избежание неравномерной нагрузки на отдельные лыжи и возможности их повреждений при трогании с места, самолет должен быть сдвинут одновременно обеими лыжами.

Заправка самолета. Заправка самолета зимой, как и летом, производится на красной линии.

В бак зимой заливается масла не свыше 12 кг, и около 3 кг горячего масла заливается через суфлер в картер мотора. Заливку через суфлер необходимо делать для того, чтобы обеспечить смазку деталей в первый период после запуска мотора (первые 3—4 минуты). Переполнение масляного бака зимой особенно опасно, так как образующиеся пары масла легко могут вызвать обмерзание отверстия в пробке бака и его полную закупорку, что поведет к разрыву бака.

Место на красной линии, где стоит самолет, должно быть посыпано песком или золой, особенно перед винтом, чтобы при запуске мотора ноги не скользили.

Для удержания самолета при пробе мотора на обращенную к снегу сторону тормозных колодок набиваются зубья, чтобы они не могли выскользнуть из-под лыж.

Запуск мотора

Запуск мотора зимой осуществить гораздо труднее по причинам плохого смесеобразования при низкой температуре.

Вследствие плохого испарения бензина, при низкой температуре требуется усиленная заливка мотора горючим (но не чрезмерная)

Загустевшая в деталях мотора смазка значительно увеличивает крутящий момент мотора, необходимый для его проворачивания

Перед запуском при температуре окружающего воздуха ниже —15—20°, помимо заливки горячего масла, мотор должен быть подогрет специальными обогревательными печами (каталитическими или подающими горячий воздух). При подогреве моторная установка закрывается теплым чехлом.

При запуске мотора рычаг управления дроссельной заслонкой карбюратора ставится на пусковые обороты (500—600 об/мин) Рычаг зажигания должен находиться в положении позднего зажигания. Высотный корректор держат в закрытом состоянии. Винт ставится в положение наилучшей компрессии.

При очень низких температурах и трудном запуске возможно заливать в цилиндры смесь, состоящую из $^1/_3$ подогретого масла и $^2/_3$ бензина, в количестве 6—8 шприцев на весь мотор; эту заливку производят через свечные отверстия. В первый момент после запуска полезно для обеспечения дальнейшей работы мотора сделать несколько подач шприцем.

Прогрев мотора. Для прогрева мотора после запуска надо перевести рычаг управления дросселем на малый газ (300—400 об/мин) на 4—6 минут и затем плавными движениями дросселя, примерно каждые 1—2 минуты, повышать обороты на несколько секунд до 800—1 000 об/мин, после чего вновь перевести на меньшие обороты (от 400 до 700 об/мин). Подобные изменения

в числе оборотов позволяют создать более равномерную и рую смазку деталей. Переводя на 700 оборотов, следует полное опережение зажигания.

Прогрев мотор, увеличить число оборотов до 1 200—1 300, про работав на этих оборотах от 30 секунд до минуты

При прогреве давление масла по манометру должно быть не менее 5—6 ат.

Прогрев в зимнее время и пробу мотора разрешается производить дольше, чем обычно, потому что мотор хорошо охлаждается и на земле; прогрев происходит в течение 10—12 минут; в случае крайней необходимости зимой мотор можно держать на малых оборотах до 30 минут.

При сильных морозах прогрев производится на более высоких режимах (800—1 100 об/мин).

Обслуживание после полетов

В обслуживании самолетов зимой по окончании полетов также имеется ряд особенностей. Тотчас же после остановки мотора необходимо слить масло из бака и мотора и полностью освободить от масла все трубки маслопроводов, открывая для этого сливные краники. Одновременно в цилиндры через выхлопные патрубки заливается смесь, состоящая из 60% керосина и 40% минерального масла.

Масло, выпускаемое из мотора, сливается в бидоны, а из них — в котел маслоподогрейки, куда отвозится на специальных тележках (санках). Масло меняется зимой через 20 часов работы мотора.

Заправка и спуск масла производятся зимой обязательно на красной линии; остальные работы, не связанные с разведением огня и применением бензина, разрешается зимой производить в ангаре.

На послеполетную подготовку отводится зимой 2 часа 15 минут.

Продувка вала и маслопроводки. Для спуска масла из отстойника следует отвернуть Г-образную трубку, идущую от масляной помпы, или открыть кран. Для продувки трубки манометра необходимо отвернуть пробку и продуть ее, накачивая в трубку керосин. Освободив эту трубку от масла и очистив от него коленчатый вал мотора и сливной краник нагнетательной трубки, заполняют трубку манометра глицерином со спиртом.

После этого отворачивается пробка масляной рубашки карбюратора и с помощью насосов с керосином продувается Г-образная трубка. Вместе с тем продувается и вся откачивающая система.

Все краники и пробки карбюратора на ночь должны быть оставлены открытыми, чтобы маслу, оставшееся в трубках, могло стечь полностью.

Фильтр маслосборника необходимо вывернуть и, тщательно осмотрев, промыть в бензине. При обнаружении металлических стружек или кусочков металла мотор следует отправить на просмотр.

Если предстоит длительный перерыв в полетах, свечи должны быть вывернуты из цилиндров; взамен свечей, чтобы закрыть от-

верстия, должны быть поставлены деревянные пробки; предварительно цилиндры должны быть залиты смесью керосина и масла[1].

Уборка самолета. Осмотр самолета производится после полетов зимой, согласно тем же правилам, что и летом. Необходимо ежедневно проверять, не прекратилось ли сообщение бака с наружной атмосферой; это может произойти вследствие замерзания осаждающихся паров конденсационной воды.

Мытье самолета зимой не производится; достаточно ограничиться стиранием снега щетками и сухими тряпками. Появившуюся грязь следует отмывать водой, сильно растворенной денатурированным спиртом, так как при употреблении теплой воды быстро образуется ледяная корка, портящая покрытие.

Винт ежедневно протирают насухо чистой тряпкой, особенно после снегопада.

Снег очищается с частей самолета обычно легко, труднее это делать в хвостовой части фюзеляжа, откуда его следует выбирать щетками и тряпками.

Смазку роликов и шарниров зимой производят ежедневно вазелином, а в особые холода — чистым гаргойлем.

Так как расчалки могут от холода сжиматься, их нельзя держать в сильно натянутом состоянии, учитывая, что при низких температурах ухудшаются механические свойства материала.

Хранение под открытым небом. При хранении под открытым небом следует особенно тщательно закрывать самолет и мотор чехлами, чтобы снег не мог набиться во внутренние части самолета и под чехол мотора. Крепят самолет на штопорах; чтобы ввернуть их в промерзлую землю, последнюю предварительно прогревают поливкой горячей водой. Кроме того можно крепить самолет, привязывая его к бревнам, замораживаемым в снегу.

При хранении под открытым небом следует наблюдать, чтобы вокруг самолета не было больших сугробов, так как они затрудняют руление самолета с места стоянки.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. По каким признакам можно отличить правую лыжу от левой?
2. Как производятся установка и регулировка лыж?
3. Как работают части лыжи?
4. Какие мероприятия проводятся по улучшению работы мотора зимой?
5. Какие материалы необходимы для отепления системы маслопитания зимой?
6. В чем заключаются особенности подготовки самолета к полетам зимой?
7. Какие имеются особенности при выводке самолетов зимой?
8. Где производится заправка самолета зимой?
9. Почему в холодное время необходимо ежедневно производить слив масла из бака?
10. С помощью чего и как производится продувка масляной магистрали?
11. Как необходимо предохранять амортизаторы от порчи зимой?
12. Чем смазываются части самолета зимой?

---

[1] Керосин применяется обезвоженный (обычный керосин иногда содержит воду, которая может вызвать коррозию цилиндров).

ЛЕТНАЯ ОЦЕНКА САМОЛЕТА У-2

(по данным заводских испытаний эталона 1936 г.)

Проба мотора — производится с удержанием хвоста и подкладыванием колодок под колеса или лыжи.

Руление — летом на колесах производится устойчиво при 800—850 об/мин; на лыжах — при 900—1 000 об/мин. Самолет хорошо слушается рулей и легко разворачивается без помощи сопровождающего при ветре до 7—8 м/сек.

Взлет — при разбеге хвост легко поднимается в линию горизонтального полета (запас рулей высоты вполне достаточен). Отрыв от земли происходит на скорости 75—80 км/час при полных оборотах мотора Тенденции к заворотам нет, взлет нормальный.

Подъем и набор высоты — наивыгоднейшая скорость при наборе высоты 95 км/час при 1 530 об/мин Самолет устойчив. Давление на ручку незначительное. Высоту набирает устойчиво, без тенденции к заворотам.

Горизонтальный полет — устойчив, хорошо слушается рулей. Давление на ручку незначительное. При внезапном уменьшении числа оборотов плавно опускает нос и переходит в режим планирования.

Управляемость и маневренность — самолет хорошо слушается рулей. Виражи делает хорошо; в режиме виража устойчив. Наивыгоднейшая скорость на вираже 108—115 км/час при 1 580 об/мин. Ввод и вывод при крене до 45° производятся легко, при глубоких виражах требуется значительное усилие.

Перевороты выполняет нормально Ввод в перевороты производится на скорости 100 км/час; потеря высоты 80—100 м.

Петли выполняет нормально. В режиме петли устойчив. Ввод на скорости 150—160 км/час при 1 750 об/мин, потеря высоты до 50 м.

На спирали, при минимальных оборотах, устойчив; скорость 110 км/час.

Штопор выполняет нормально, с потерей высоты около 70 м за один виток Свободно входит и выходит из штопора.

Планирование — планирует без отклонений на скорости 90—95 км/час при 400—450 об/мин. На планировании устойчив.

Посадка — не отличается сложностью и выполняется на скорости приземления 65—70 км/час по прибору. Руль высоты достаточен для посадки на 3 точки, пробег прямолинейный. Направление легко удерживается ногами. Тенденций к заворачиванию нет.

Обзор — в полете и на земле достаточно обеспечивает наблюдение за воздухом и землей.

Примечание. В конструкциях самолета У-2 последних выпусков значительных вибраций не замечается: самолет незначительно вибрирует при 1 000—1 100 об/мин. Наиболее значительно вибрации проявляются при задире машины (с большим углом атаки) с работающим на полном газе мотором.

ВЕДЕНИЕ ФОРМУЛЯРОВ

Каждый самолет и мотор должны иметь формуляры, в которые заносятся сведения, отражающие использование самолета, начиная от выпуска его заводом и вплоть до того, как он отслужит свой срок или по какой-либо причине выйдет из строя.

Сведения записываются в формуляр техником; непосредственно следит за ведением формуляров летчик. Формуляр служит важнейшим учетным документом самолета по его технической эксплоатации.

Основной частью формуляра является «Журнал работы самолета». В этот раздел после каждого полетного дня записываются: порядковый номер полета, состав и данные нагрузки, сведения о времени, затраченном на передвижение самолета и работу мотора на земле, продолжительность каждого полета, характеристика поведения самолета и работы мотора в воздухе и все, даже самые мелкие работы, производившиеся на самолете, а также сведения о результатах осмотров, итогах технической проверки и др

В начале каждого формуляра приводится инструкция по его ведению.

Характер записей в формуляре примерно такой:

«Устранен продольный люфт руля направления путем постановки шайбы в верхнем шарнире».

«Снята и продута вся бензопроводка вследствие обнаружения засорения фильтра».

«Заварен башмак фюзеляжа для переднего левого подкоса шасси, который имел трещину на наружной стороне вследствие грубой посадки».

Запись о декадном осмотре:

«Декадный осмотр: сняты шасси; проверены карданные соединения; заменен, вследствие износа, нижний болт левого амортизационного подкоса; заменена из-за трещины правая муфта полуоси шасси. Смазаны колеса. Сменена контровка тандеров тросов шасси.

Сменены амортизаторы обоих подкосов, износ оплетки и обрыв отдельных резиновых нитей. Смазана трубка костыля; заменена оковка костыля (износ).

Проверены и смазаны ролики тросов управления элеронами. Проверены ремни. Проверено крепление бензиновых баков. Проверены нижние лонжероны и хвостовая часть фюзеляжа (со снятием гаргрота)».

Записи о дефектах пилотирования самолета:

«Самолет в воздухе валился направо; после увеличения установочного угла правой коробки на 10′ дефект прекратился».

«При пробеге на земле и при полете самолет разворачивался вправо; устранено перерегулированием тросов руля направления».

Со снятием самолета с эксплоатации формуляр приобретает ценность как документ, по которому можно судить о дефектах, типичных для самолета данной конструкции. Последней записью формуляра является отметка о выдаче на самолет инспекторского свидетельства о снятии самолета с технической эксплоатации.

ПОРЯДОК ОСМОТРА САМОЛЕТА У-2 С МОТОРОМ М-11

Последовательность	Что проверяется при осмотре	Виды осмотров[1]					
		предполетный		послеполетный		декадный	
		летчик	техник	летчик	техник	летчик	техник
	Винт						
1	Отсутствие трещин на лопастях и оковке, чистота отверстий на конце оковки лопастей, состояние окраски	—	+	—	+	+	+
2	Затяжка и контровка зажимной гайки, контрового кольца, болтов втулки, исправность храповика	—	+	—	+	+	+
3	Биение винта	—	—	—	—	+	+
	Носок коленчатого вала						
1	Отсутствие трещины между втулкой и картером	—	—	—	+	—	+
2	Отсутствие течи масла из носка картера .	—	—	—	+	—	+
3	Люфт коленчатого вала в переднем упорном подшипнике	—	—	—	+	+	+
4	Отход контровой гайки	—	—	—	+	—	+
	Газораспределительная коробка и передняя крышка						
1	Крепление коробки и крышки [равномерность затяжки, исправность шпилек и посадка их (ослабленность), контровка гаек]	—	—	—	+	—	+
2	Целость коробки и крышки	—	—	—	+	—	+
	Цилиндры						
1	Крепление к картеру (равномерность затяжки и контровка)	—	—	—	+	—	+
2	Перегрев (цвета побежалости на ребрах стакана и цилиндра)	—	—	—	+	—	+
3	Пробивание масла между головкой и стаканом цилиндра (цилиндр подлежит смене)	—	—	—	+	—	+
4	Целость ребер охлаждения и трещины на головке, чистота ребер	—	—	—	+	—	+
5	Расшатанность клапанных седел (впрессовка)	—	—	—	+	—	+
6	Проверка компрессии цилиндров	—	—	—	—	—	+

[1] Знаком + (плюс) отмечается выполняемая операция и знаком — (минус) невыполняемая в данном виде осмотра.

Последовательность	Что проверяется при осмотре	Виды осмотров					
		предполетный		послеполетный		декадный	
		летчик	техник	летчик	техник	летчик	техник
	Механизм газораспределения						
1	Крепление стоек коромысел	—	—	—	+	—	+
2	Двуплечие рычаги (крепление и целость)	—	—	—	+	—	+
3	Целость тяг и их нижних головок . . .	—	—	—	+	—	+
4	Состояние гнезд толкателей (заедание) .	—	—	—	+	—	+
5	Состояние клапанных пружин, клапанов, направляющих втулок; зазоры между штоком клапана и ударником двуплечего рычага	—	—	—	+	—	+
6	Проверка правильности газораспределения	—	—	—	—	—	+
	Патрубки						
1	Крепление, состояние прокладок, плотность прилегания, прогорание, затяжка и контровка гаек	—	—	—	+	—	+
2	Трещины на патрубках и ржавление . .	—	—	—	+	—	+
	Задняя крышка						
	Крепление, равномерность затяжки и контровка	—	—	—	+	—	+
	Карбюратор и всасывающие трубы						
	Крепление, целость, исправность бензопроводки	—	—	—	+	—	+
	Зажигание						
1	Правильность постановки и крепления магнето (зазоры между ведомой и ведущей шестернями)	—	—	—	+	—	+
2	Отсутствие люфта, регулировка муфты сцепления магнето	—	—	—	+	—	+
3	Затяжка свечей в гнездах	—	—	—	+	—	+
4	Состояние проводников и их наконечников, крепление к свечам, исправность эбонитовых втулок в местах прохода проводников через капот (наличие второго кольца)	—	—	—	+	—	+
5	Проверка регулировки зажигания, испытание свечей на станке[1]	—	—	—	—	—	+

[1] Через 10 часов работы.

Что проверяется при осмотре	Виды осмотров					
	предполетный		послеполетный		декадный	
	летчик	техник	летчик	техник	летчик	техник
Тяги и секторы управления мотором						
Состояние соединений тяг с секторами газа, высотного крана и опережения зажигания	—	—	—	+	+	+
Маслопитание						
Масляная помпа (крепление, герметичность)	—	—	—	+	—	+
Состояние фильтров, отстойников, маслопроводов, кранов и сливных трубок (срок отжига медной трубопроводки, отсутствие резких вмятин и загибов)	—	—	—	+	+	+
Отсутствие течи в соединениях	—	+	—	+	+	+
Бензопитание						
Состояние бензопроводки, заливной магистрали, сливной трубки и кранов, их контровка (крепление и герметичность); состояние и крепление дюритов на магистрали	—	—	—	+	+	+
Отсутствие течи у бензопроводки, перекрывного крана и заливного штуцера	—	+	—	+	+	+
Чистота фильтров	—	—	—	—	+	+
Крепление мотора к кольцу моторной рамы						
Равномерность затяжки и контровка гаек	—	—	—	—	+	+
Исправность кольца (отсутствие трещин)	—	—	—	+	+	+
Подмоторная установка						
Целость сережек для крепления расчалок и равномерность их натяжения, целость угольников и подкосов	—	—	—	+	+	+
Отсутствие трещин в местах сварки	—	—	—	+	+	+
Крепление подкосов и расчалок (контровка гаек)	—	—	—	+	+	
Капоты						
Крепление капотов (правильное прилегание пружин и защелок)	—	+	—			
Бензиновый бак						
Герметичность бака	—	—	—		+	+

Последовательность	Что проверяется при осмотре	Виды осмотров					
		предполетный		послеполетный		декадный	
		летчик	техник	летчик	техник	летчик	техник
2	Отсутствие вибрации (качания) бензопроводов (не должно быть свободно висящих колен)	—	—	—	+	+	+
3	Не забито ли отверстие в пробке (воздушный дренаж), состояние атмосферной трубки	—	—	—	+	—	+
4	Целость ушков крепления бака (трещины)	—	—	—	+	—	+
5	Исправность перекрывного крана, контровка	—	—	—	+	+	+
6	Количество заправленного горючего, качество его	+	+	—	+	+	+
	Масляный бак						
1	Герметичность бака	—	—	—	+	+	+
2	Отсутствие вибрации (качания) свободно висящих колен маслопроводов	—	—	—	+	+	+
3	Количество заправленного масла	+	+	—	+	+	+
4	Чистота отверстия в пробке бака . . .	—	—	—	+	+	+
	Фанерная обшивка фюзеляжа						
1	Состояние по наружному виду (коробление, трещины, выпучивание, загнивание, окраска); признаки деформации (по следам облупившейся краски вокруг головок шурупов, крепящих фанеру к внутреннему набору фюзеляжа); отставание фанеры по склейке с внутренним набором фюзеляжа	—	—	—	+	+	+
2	Металлические узлы (трещины) и расчалки (натяжение)	—	—	—	+	+	+
3	Отсутствие загнивания, чистота дренажных отверстий	—	—	—	+	+	+
	Шасси						
1	Исправность амортизационного подкоса: изгиб, трещины, крепление к муфте оси, к верхнему стаканчику, наличие проволочного предохранителя, контровка гаек, отсутствие заедания вследствие задира труб (покачиванием за крыло) .	—	+	—	+	+	+
2	Амортизатор (натяжение, оплетка, шпаговка); состояние траверс (прогиб, трещины)	—	+	—	+	+	+
3	Ось—прямолинейность, целость предохранительных колпачков, контровка стопорных болтов, отсутствие трещин муфт оси	—	+	—	+	+	+
4	Ленты-расчалки (равномерность натяжения, перекрученность)	—	+	—	+	+	+

Последовательность	Что проверяется при осмотре	Виды осмотров					
		предполетный		послеполетный		декадный	
		летчик	техник	летчик	техник	летчик	техник
2	Деформация трубы костыля, целость узлов и оковки, крепление и контровка осевого болта, крепление двуплечего рычага управления костылем	—	+	—	+	+	+
3	Пятка костыля (степень износа)	—	—	—	+	+	+
	Хвостовое оперение						
	а) Стабилизатор						
1	Исправность узлов крепления к фюзеляжу, целость болтов, контровка . . .	+	—	—	+	+	+
2	Деформация подкосов, погнутость узлов для их крепления, контровка гаек, натяжение расчалок	—	+	—	+	+	+
3	Отсутствие люфтов в креплениях стабилизатора	—	+	—	+	+	+
4	Натяжение внутренних расчалок	—	—	—	+	+	+
5	Целость обтяжки и степень ее натяжения	+	+	—	+	+	+
6	Состояние проводки управления в местах прохода над стабилизатором	+	+	—	+	+	+
	б) Рули высоты						
1	Люфты в шарнирах крепления	—	—	—	+	+	+
2	Контровка и чистота их смазки . . .	+	+	—	+	+	+
3	Исправность кабанчиков, крепление к ним тросов	+	+	—	+	+	+
4	Состояние обтяжки	+	+	—	+	+	+
	в) Киль						
	Крепление к фюзеляжу, состояние обтяжки, отсутствие коробления, прямолинейность	+	+	—	+	+	+
	г) Руль направления						
1	Люфты в шарнирах крепления	—	—	—	+	+	
2	Контровка и состояние смазки	+	+	—	+	+	
3	Наличие зазора между килем и компенсационной частью руля направления . .	+	+	—	+	+	
4	Крепление кабанчиков к рулю направления и тросов к ним	+	+	—	+	+	
5	Деформация обода руля направления, состояние обтяжки	+	+	—	+	+	
	Фюзеляж с левой стороны						
	См. объекты, осматривавшиеся при обходе фюзеляжа с правой стороны						

Последовательность	Что проверяется при осмотре	Виды осмотров					
		предполетный		послеполетный		декадный	
		летчик	техник	летчик	техник	летчик	техник
	Задняя кабина						
1	Исправность ремней и замков, крепление сидений	+	+	—	+	+	+
2	Нагрузка кабины, отсутствие посторонних предметов	+	+	—	+	+	+
3	Исправность показаний приборов	+	+	—	+	+	+
4	Люфт ручки управления, состояние шарнирного соединения ручки с трубами	+	+	—	+	+	+
5	Крепление педалей (расшатанность)	+	+	—	+	+	+
6	Исправность тросов управления элеронами и их крепление	+	+	—	+	+	+
7	Исправность оборудования (фото и др.)	+	+	—	+	+	+
8	Исправность секторов управления мотором (пределы хода, люфты, провисание тяг, контровка)	+	+	—	+	+	+
9	Исправность проводки к приборам	—	—	—	+	+	+
10	Работа органов управления	+	+	—	+	+	+
	Передняя кабина						
1	Осмотр состояния кабины в соответствии с порядком и последовательностью осмотра задней кабины	(см. „Задняя кабина“)					
2	Крепление пускового магнето	—	+	—	+	+	+
3	Исправность бензинового крана и его герметичность	+	+	—	+	+	+
4	Состояние трубы подкоса, проходящего через бензиновый бак, и ее крепления	—	—	—	+	+	+
5	Герметичность заливного насоса	+	+	—	+	+	+
6	Исправность зеркала	+	+	—	+	+	+
7	Состояние гибкого вала счетчика оборотов	—	+	—	+	+	+
	Левая полукоробка						
	Осмотр в соответствии с порядком и последовательностью осмотра правой полукоробки, за исключением п. 9						
	Электрооборудование						
1	Исправность действия (для ночных полетов)	+	+	—	+	+	+
2	Исправность проводки и состояния предметов электрооборудования	—	—	—	+	+	+
	Инвентарь самолета						
1	Исправность и чистота чехлов	—	—	—	—	+	+
2	Исправность и чистота инструмента	—	—	—	+	+	+

НОРМЫ ВРЕМЕНИ ДЛЯ МОНТАЖНЫХ РАБОТ НА САМОЛЕТЕ У-2 С МОТОРОМ М-11

(ориентировочно, при эксплоатационном обслуживании)

Наименование операций	Количество человек	Время в минутах
1. По мотору М-11		
Подготовить к съемке и снять мотор	2	100
Установить мотор на самолет с опробованием	2	160
Снять карбюратор	1	40
Установить карбюратор	1	60
Снять цилиндр	1	20
Установить цилиндр	1	25
Заменить поршень	1	30
Притереть клапаны одного цилиндра	1	15
Снять и разобрать коромысло	1	20
Поставить коромысло	1	25
Набить тавотом все коромысла	1	60
Снять переднюю крышку мотора	1	20
Поставить ее	1	40
Снять коробку газораспределения	1	50
Поставить ее	1	55
Отрегулировать зазоры клапанов	1	20
Снять заднюю крышку картера	1	90
Поставить ее	1	120
2. По зажиганию		
Снять два магнето	1	40
Установить магнето	1	60
Заменить свечи	1	20
3. По винту		
Снять винт	1	15
Установить винт	1	25
Устранить биение винта	1	60
Устранить наклеп с носка и втулки	1	40
Снять втулку винта	1	25
Поставить втулку винта на новый винт	1	30
Подтянуть гайки крепления винта	2	15
4. По бензосистеме		
Снять бензобак	2	40
Установить бензобак	2	45
Снять и установить бензофильтр отстойника	1	20
Снять бензомагистраль от отстойника к карбюратору	1	5
Установить ее	1	10
Снять бензомагистраль от бака к отстойнику	1	10
Установить ее	1	12

Наименование операций	Количество человек	Время в минутах
		ных
Снять бензокран	1	30
Установить его	1	35
5. По маслосистеме		
Снять маслобак	1	20
Установить его	1	30
Снять масломагистраль, идущую от бака к помпе	1	15
Установить ее	1	20
Снять масляную помпу	1	30
Установить ее	1	40
Снять маслофильтры, промыть и поставить	1	40
6. Шасси и костыль		
Снять шасси	2	60
Установить шасси	2	120
Заменить подкосы шасси	2	60
Заменить амортизаторы (2 комплекта) шасси	1	120
Заменить колесо и накачать	2	15
Установить самолет на лыжи с регулировкой	2	100
Установить самолет на колеса с устранением продольного люфта	2	30
Снять костыль	1	20
Поставить костыль	1	20
Заменить амортизатор костыля	1	30
Заменить пружины костыля	1	30
Заменить пятку костыля	1	30
Заменить трос шасси	1	20
7. Органы управления самолета		
Снять руль направления	1	10
Поставить руль направления	1	20
Снять руль высоты	1	20
Поставить руль высоты	1	25
Снять стабилизатор	2	30
Поставить стабилизатор	2	30
Снять элерон	2	25
Поставить элерон	2	35
Заменить тросы элерона с заплеткой	2	120
Заменить тросы центроплана с заплеткой	1	60
Заменить тросы руля высоты с заплеткой	1	100
Заменить тросы руля направления с заплеткой	1	120
Смазать все ролики и шарниры управления	1	40
Снять педали задней кабины	1	60
Установить их	1	80
Снять педали в передней кабине	1	80
Установить их	1	100
Снять продольные трубы	1	80
Установить продольные трубы	1	100
Устранить люфт педали	1	50
Устранить люфт в шарнире элерона	1	20